

**Труды Военно-космической
академии имени А. Ф. Можайского**
Научное рецензируемое издание
Выходит с 1942 года

Выпуск 695
2025 г.

Издатель:

Федеральное государственное бюджетное военное образовательное учреждение
высшего образования «Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского»
Министерства обороны Российской Федерации

Редакционный совет

Председатель:

начальник Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского

доктор воен. наук А. Н. Нестечук

Члены редакционного совета:

- С. В. Буг** — *доктор пед. наук, проф.* (Михайловская военная артиллерийская академия);
В. П. Гаенко — *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации*
(12 Центральный научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации);
А. М. Гончаров — *доктор воен. наук, проф.* (Национальный исследовательский центр
«Курчатовский институт»);
М. А. Еремеев — *доктор техн. наук, проф.* (Московский технологический университет);
А. В. Кузичкин — *доктор техн. наук, проф.* (Научно-исследовательский институт телевидения);
А. В. Сержантов — *доктор воен. наук, проф.* (Военная академия Генерального штаба
Вооруженных Сил Российской Федерации);
Б. В. Соколов — *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки Российской Федерации*
(Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук);
К. Г. Ставров — *доктор техн. наук, проф.* (Государственный научно-исследовательский
навигационно-гидрографический институт)

Главный редактор:

доктор техн. наук, проф. Ю. В. Кулешов

Редколлегия:

- председатель **Ю. В. Кулешов**, *доктор техн. наук, проф.*;
зам. председателя **И. В. Сахно**, *доктор техн. наук, проф.*;
ответственный секретарь **А. Л. Федер**, *доктор воен. наук, доц.*;
Н. Ф. Аверкиев, *доктор техн. наук, проф.*; **В. Ф. Алексеев**, *доктор техн. наук, проф.*;
Т. В. Алексеев, *доктор ист. наук, доц.*; **А. П. Алёшкин**, *доктор техн. наук, проф.*;
В. Н. Арсеньев, *доктор техн. наук, проф.*; **С. А. Багрецов**, *доктор техн. наук, доктор экон. наук, проф.*;
Е. В. Басотин, *доктор техн. наук, доц.*; **Д. Н. Бирюков**, *доктор техн. наук, проф.*;
И. А. Готюр, *доктор техн. наук, проф.*; **И. В. Грудинин**, *доктор воен. наук, проф.*;
А. П. Доронин, *доктор техн. наук, проф.*; **В. Л. Дорохов**, *доктор воен. наук, доц.*;
И. Ю. Еремеев, *доктор техн. наук, проф.*; **Б. Д. Казахов**, *доктор воен. наук, проф.*;
В. Н. Калинин, *доктор техн. наук, проф.*; **В. В. Клейменов**, *доктор техн. наук, проф.*;
В. В. Козлов, *доктор техн. наук, проф.*; **Н. С. Кужекин**, *кандидат филос. наук, проф.*;
В. Н. Кузьмин, *доктор воен. наук, проф.*; **Н. Б. Кунтурова**, *доктор пед. наук, доц.*;
Е. Л. Лебедев, *доктор техн. наук, проф.*; **А. Г. Ломако**, *доктор техн. наук, проф.*;
А. И. Лоскутов, *доктор техн. наук, проф.*; **Г. Н. Мальцев**, *доктор техн. наук, проф.*;
Т. О. Мысливцев, *доктор техн. наук, проф.*; **Е. А. Новиков**, *доктор техн. наук, доц.*;
А. Н. Павлов, *доктор техн. наук, проф.*; **А. В. Паршуткин**, *доктор техн. наук, проф.*;
Д. М. Петров, *доктор экон. наук, доц.*; **С. В. Пилькевич**, *доктор техн. наук, доц.*;
Н. В. Радионов, *доктор экон. наук, проф.*; **Н. А. Репях**, *кандидат филос. наук, доц.*;
К. В. Семенов, *доктор техн. наук, доц.*; **Д. С. Сотник**, *доктор воен. наук*;
С. В. Федулов, *доктор ист. наук, доц.*; **И. В. Фоминов**, *доктор техн. наук, проф.*;
А. В. Чарушников, *доктор воен. наук, проф.*

Издание зарегистрировано
Управлением Федеральной службы по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзора).
Свидетельство о регистрации средства массовой информации
ПИ № ФС77-45867 от 20 июля 2011 г.
Издание включено в перечень рецензируемых научных изданий,
в которых должны быть опубликованы
основные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук,
на соискание ученой степени доктора наук (с 01 декабря 2015 г.).
Издание зарегистрировано в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ)

Ответственный за выпуск:
редактор **А. В. Головина**
Технический редактор
и компьютерная верстка: **Е. Е. Лавриенко**

Техническая поддержка:
К. И. Чувирова

Адрес:
197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13;
тел.: 8 (812) 347-97-05;
<http://trudvka.ru>

Подписано к печ. 25.03.2025.
Формат печатного листа 320 × 450/2.
Уч.-печ. л. 93,00. Уч.-изд. л. 46,25
Тираж 26 экз. Заказ 4227/138.
Отпечатано в типографии
Военно-космической академии
имени А. Ф. Можайского

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

<i>Астафьев А. И., Демченко Г. Н., Кукушкин М. А., Хасанов А. Ю.</i> Методический подход к оцениванию периодичности наблюдения районов чрезвычайных ситуаций космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли с учетом наращивания орбитальной группировки	6
<i>Григорьев А. Н., Комраков Д. Н., Коннов Е. В., Коршунов Д. С.</i> Многовариантное моделирование автоматизированной авиационной системы для оценивания эффективности многомаршрутной аэросъемки удаленного участка	16
<i>Докучаев Я. С., Максимович С. В., Федер А. Л., Юрин Г. А.</i> Алгоритм оценки информативности признаков распознавания класса летательного аппарата	29
<i>Забузов В. С., Захаров И. В., Мусаллам А. И.</i> Модель функционирования деградирующей информационно-вычислительной среды мобильного объекта в условиях масштабированных внезапных сбоев и отказов	35
<i>Забузов В. С., Мусаллам А. И.</i> Генетический алгоритм планирования реконфигурации информационно-вычислительной системы мобильного объекта	43
<i>Карытко А. А., Халиков Э. М.</i> Методика анализа динамической и диффузионной составляющей стратегии управления многоспутниковой орбитальной группировкой на основе СРС-метода	50
<i>Колтин М. А., Привалов А. Е., Хлебников С. Г.</i> Методика оценивания эффективности управления киберфизической системой мониторинга удаленных объектов	61

СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ, НАВИГАЦИЯ И ВОЕННАЯ РАДИОЭЛЕКТРОНИКА

<i>Авксентьев А. А., Котяшов Е. В.</i> Метод наименьшего отрезка для расчета координат космического объекта по неравноточной информации от камер наблюдения	74
<i>Валишин М. Ш., Новиков Е. А., Рахимов Р. Р.</i> Алгоритм управления обслуживанием пакетного трафика в устройстве коммутации системы связи и передачи данных на основе применения теории гладких многообразий для линеаризующей трансформации ...	81
<i>Карпов К. В., Шолохов А. В.</i> Способ коррекции наземной навигационной системы с использованием данных цифровой карты дорог и системы технического зрения	92
<i>Клейменов В. В., Новикова Е. В.</i> Применение зондирующих лазерных пучков с различной угловой расходимостью при формировании искусственной опорной звезды в наземных адаптивных оптических телескопах	104

СБОР И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

<i>Агапов П. Ю., Гомзяков А. В., Соловьев А. В., Чернов И. В.</i> Полиграфические комплексы и репродукционные процессы системы оперативного обеспечения геопространственными данными как целеустремленные технические системы и целенаправленные процессы	112

<i>Алексеев В. Ф., Ермаков Н. Н., Жбанов К. К.</i> Обоснование алгоритма интерполяции высот нерегулярно расположенных точек в узлы регулярной сетки при создании цифровых моделей рельефа	122
<i>Алексеев В. Ф., Морозов Е. Б.</i> Методика вычисления составляющих уклона от весной линии численным дифференцированием исходных высот квазигеоида	129
<i>Дмитриков Г. Г., Никишечкин А. Л., Семенюк С. С.</i> Модель обработки разнородных оценок угловых координат космических объектов	135
<i>Медяников Д. О., Печников С. Н., Прокофьев А. В., Сергеев Д. В.</i> Исследование точности определения координат пунктов в режиме реального времени (RTK) от одной базовой станции	146

ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

<i>Бирюков Д. Н., Данилов В. В., Дудкин А. С., Руссу В. Ю.</i> Выбор модели машинного обучения и метода интерпретации ее результатов для решения задачи обнаружения ошибок в исполняемых файлах прошивок телекоммуникационных устройств	155
<i>Дудкин А. С., Компаниец Р. И., Яроцкий Г. Д.</i> Контроль исполнения Linux-процессов с использованием динамической контейнеризации	169
<i>Егоров Е. В., Соловьева М. В.</i> Метод полной рандомизации инструкций в исполняемых файлах Linux-систем	177
<i>Зайцев В. В., Казьмин Д. Ю., Проников А. Н.</i> Исследование потерь конфиденциальности обучающих данных при реализации атак на модели компьютерного зрения	189
<i>Моргунов В. М., Шестаков И. А.</i> Представление знаний в системе поддержки принятия решений для автоматизации обнаружения вредоносных приложений	199

РАЗРАБОТКА, ИСПЫТАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ. ВОЕННАЯ МЕТРОЛОГИЯ

<i>Аверкиев Н. Ф., Кочиев С. Г., Салов В. В.</i> Определение минимальной высоты орбиты космического аппарата с постоянно работающей двигательной установкой	212
<i>Аверкиев Н. Ф., Рожковский С. Л., Хасанов А. Ю.</i> Определение длительности развертывания многоспутниковой орбитальной группировки космических аппаратов с нестабильной баллистической структурой	222
<i>Авсюкевич Д. А., Егоричев М. В.</i> Формализованное описание инерционности воздушных процессов в чистых помещениях сооружений ракетно-космического комплекса	228
<i>Ашурков И. С., Кротов Д. С., Лешко Н. А.</i> Методика и результаты проведения эксперимента по обнаружению малоразмерной цели в дополнительном программном канале радиолокационной станции обзора воздушного пространства	237
<i>Бердюгин И. С.</i> Методика формирования требований к структуре системы технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления за счет динамического перераспределения сил и средств	248
<i>Бубликов М. А., Лебедев Е. Л., Ляшевский А. В., Савчук П. Н.</i> Анализ влияния теплового состояния камеры жидкостного ракетного двигателя на его долговечность при разных видах запуска	259

<i>Бубликов М. А., Лебедев Е. Л., Ляшевский А. В., Савчук П. Н.</i> Методика расчета статистических повреждений в огневых стенках камеры жидкостного ракетного двигателя ...	267
<i>Егоров А. Е., Рожковский С. Л., Салов В. В., Хасанов А. Ю.</i> Имитационный подход к определению вероятности столкновения космических аппаратов	280
<i>Иваню А. В., Иваню А. Ю., Клыков В. А., Лоскутов А. И., Шиян А. Н.</i> Концептуальная модель централизованно-распределенного анализа технического состояния бортовых систем автономных космических аппаратов	286
<i>Иваню А. Ю., Карпушев С. И., Клыков В. А., Лоскутов А. И., Перле В. Г.</i> Контроль операции сдвига криптографического алгоритма с использованием остаточных классов	297
<i>Казимиров А. В., Лашко Р. О., Пеньков М. М., Татаренко Ю. В.</i> Методика и результаты экспериментального исследования влияния условий внешней среды на температуру поверхности криогенного трубопровода заправки сжиженным природным газом .	306
<i>Карагодин В. В., Хомич И. В.</i> Метод автоматической настройки параметров регулятора возбуждения на цифровой модели синхронного генератора с использованием критерия псевдооптимальных решений	313
<i>Лашко Р. О., Пеньков М. М.</i> Модель тепломассообмена в элементах системы заправки ракет-носителей сжиженным природным газом, с учетом криостатирования компонента	331

ВОПРОСЫ ГУМАНИТАРНЫХ И ОБЩЕСТВЕННЫХ НАУК

<i>Репях Н. А., Хрустова А. Н.</i> Космофилософские тенденции в творчестве Владимира Ивановича Вернадского	347
Рефераты статей	354
Сведения об авторах	364
Сведения о рецензентах	370

А. И. Астафьев;
Г. Н. Демченко;
М. А. Кукушкин,
кандидат военных наук;
А. Ю. Хасанов,
кандидат технических наук

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНИВАНИЮ ПЕРИОДИЧНОСТИ НАБЛЮДЕНИЯ РАЙОНОВ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЕТОМ НАРАЩИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

Предлагается методический подход к оцениванию периодичности наблюдения чрезвычайных ситуаций космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) с учетом наращивания ее орбитальной группировки в условиях динамически изменяющейся обстановки. Применение разработанной авторами методики позволит повысить возможность наблюдения за районами, в которых происходят чрезвычайные ситуации. В отличие от существующих методов и методик, в данной работе дополнительно предусматривается возможность выработки предложений по наращиванию орбитальной группировки КА ДЗЗ для улучшения периодичности наблюдения с учетом рационального выбора параметров траекторий выведения КА ДЗЗ.

Ключевые слова: район чрезвычайных ситуаций, периодичности наблюдения, космический аппарат дистанционного зондирования Земли, наращивание орбитальной группировки.

ВВЕДЕНИЕ

В различных районах Земли периодически происходят чрезвычайные ситуации (ЧС), такие как пожары, наводнения, землетрясения, извержения вулканов, сходы лавин и т. д., что влечет за собой человеческие жертвы, разрушение инфраструктуры и материальный ущерб. Анализируя данные ЧС, можно сделать вывод, что проявления разных негативных факторов целесообразно рассматривать для тех районов, в которых сосредоточены население или транспортные узлы. Эти районы далее будем называть районами чрезвычайных ситуаций (РЧС).

Для предотвращения или минимизации негативных последствий в РЧС необходимо предусмотреть возможность их мониторинга. Космические аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) позволяют оперативно получать информацию о возможных негативных явлениях в РЧС. Однако в ходе мониторинга с помощью КА ДЗЗ возможны большие по времени разрывы в наблюдении за РЧС, что может в свою очередь привести к усугублению последствий от негативных явлений. Это связано, прежде всего, с тем обстоятельством, что имеющийся количественный состав орбитальной группировки (ОГ) КА ДЗЗ не позволяет достичь требуемой периодичности наблюдения РЧС, в связи с чем возникает необходимость в ее наращивании. При этом необходимо произвести расчет параметров баллистической структуры для достижения требуемой периодичности наблюдения РЧС, так как при одном и том же количестве выводимых КА ДЗЗ, можно получить различные показатели результативности мониторинга РЧС [1–4]. Существующие методы и методики не позволяют в полной мере оценивать возможности КА ДЗЗ по проведению мониторинга РЧС, а также вырабатывать рациональные варианты по наращиванию орбитальной группировки, что предопределяет актуальность темы статьи.

В данной статье авторами предложена усовершенствованная методика по оцениванию периодичности наблюдения чрезвычайных ситуаций космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли с учетом наращивания орбитальной группировки, которая позволяет:

- осуществить программную реализацию алгоритмов оценивания возможности наблюдения РЧС и наращивания ОГ КА ДЗЗ в случае деградации ее баллистической структуры;
- выработать рациональный вариант баллистических структур ОГ КА ДЗЗ для осуществления мониторинга РЧС с учетом наращивания ОГ.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Описание подхода к использованию методики оценивания периодичности наблюдения районов чрезвычайных ситуаций космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли с учетом наращивания орбитальной группировки предлагается выполнить при следующих исходных данных.

Дано:

1. Требования к процессу мониторинга РЧС:

- по периодичности наблюдения районов РЧС:

$$\Delta T^H \leq \Delta T^{\text{доп}},$$

где ΔT^H – интервал времени между окончанием наблюдения РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения РЧС следующим КА ДЗЗ;

$\Delta T^{\text{доп}}$ – допустимый интервал времени между окончанием наблюдения РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения РЧС следующим КА ДЗЗ:

$$\{t_{i,j}^{H(\text{доп})} - t_{i,j}^{O(\text{доп})}\};$$

- по ресурсоемкости (количеству КА ДЗЗ, проводящих наблюдение РЧС)

$$N^{\text{КА ДЗЗ}} \leq N^{\text{доп}},$$

где $N^{\text{КА ДЗЗ}}$ – количество КА ДЗЗ, задействованных для наблюдения за РЧС;

$N^{\text{доп}}$ – допустимое количество КА ДЗЗ, наблюдающих за РЧС.

2. Множество РЧС

$$N^{\text{РЧС}} = \{n_i^{\text{РЧС}}, i = \overline{1, I}\},$$

где i – количество РЧС, в которых планируется проведение наблюдения за РЧС.

3. Математическое описание РЧС

$$C = A \times B = \{(a, b) \mid a \in A \wedge b \in B\},$$

где (a, b) – геометрические координаты произвольной точки, принадлежащей РЧС.

4. Множество КА ДЗЗ, задействованных для наблюдения за РЧС

$$N^{\text{КА ДЗЗ}} = \{n_j, j = \overline{1, J}\},$$

где j – количество КА ДЗЗ, задействованных для наблюдения за РЧС.

5. Множество допустимых интервалов времени между окончанием наблюдения i -го РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения i -го РЧС следующим КА ДЗЗ РЧС, которое определяется для каждого РЧС:

$$\Delta T^{\text{доп}} = \{\Delta t_i^{\text{доп}}, i = \overline{1, I}\}.$$

При этом

$$\Delta t_i^{\text{доп}} = \{t_i^0 - t_i^{\text{нач}}\},$$

где $t_i^{\text{нач}}$ – время начала наблюдения i -го РЧС КА ДЗЗ;

t_i^0 – время окончания наблюдения i -го РЧС КА ДЗЗ.

6. Заданный интервал времени $\xi^{\text{зад}}$, на котором рассматривается выполнение задачи наблюдения РЧС.

7. Характеристики аппаратуры наблюдения КА ДЗЗ РЧС – углы полураствора аппаратуры наблюдения j -го КА, $\Upsilon = \{\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_j\}$, в совокупности представляющие собой систему мониторинга заданного РЧС.

Требуется:

- определить множество допустимых вариантов $\theta^{\text{доп}} = \{\vartheta_k | k = \overline{1, K}\}$;
- выбрать из множества $\theta^{\text{доп}}$ рациональные варианты;
- определить оптимальный вариант с наименьшим значением Δt^C :

$$\vartheta^* = \operatorname{argmin}_{\vartheta_k \in \theta^{\text{доп}}} \Delta t_k^{\text{Cmax}}(\vartheta_k).$$

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ПЕРИОДИЧНОСТИ НАБЛЮДЕНИЯ РАЙОНОВ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЕТОМ НАРАЩИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

Для повышения оперативности мониторинга РЧС необходимо решить ряд частных задач:

- формирование входных данных о состоянии окружающей обстановки;
- анализ входных данных о состоянии окружающей обстановки;
- формирование множества допустимых интервалов времени разрывов наблюдения РЧС КА ДЗЗ;
- определение множества КА ДЗЗ по принципу пригодности для осуществления мониторинга РЧС;
- выбор рационального варианта построения орбитальной группировки КА ДЗЗ, обеспечивающего минимальный разрыв наблюдения РЧС.

Методика оценивания периодичности наблюдения районов чрезвычайных ситуаций космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли с учетом наращивания орбитальной группировки представлена на рис. 1.

Методика включает в себя следующие этапы.

Этап 1. Задаются требования по периодичности наблюдения районов РЧС ($\Delta T^H \leq \Delta T^{\text{доп}}$) и по ресурсоемкости ($N^{\text{КА ДЗЗ}} \leq N^{\text{доп}}$). Исходя из этих требований, необходимо решить многокритериальную задачу линейного программирования [5].

Этап 2. Задаются исходные данные:

- множество РЧС:

$$N^{\text{РЧС}} = \{n_i^{\text{РЧС}}, i = \overline{1, I}\};$$

- множество КА ДЗЗ, задействованных для наблюдения за РЧС:

$$N^{\text{КА ДЗЗ}} = \{n_j^{\text{КА ДЗЗ}}, j = \overline{1, J}\};$$

- множество допустимых интервалов времени между окончанием наблюдения i -ого РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения РЧС следующим КА ДЗЗ РЧС:

$$\Delta T^{\text{доп}} = \{\Delta t_i^{\text{доп}}, i = \overline{1, I}\};$$

- математическое описание РЧС:

$$C = A \times B = \{(a, b) | a \in A \wedge b \in B\};$$

- заданный интервал времени $\xi^{\text{зад}}$, на котором рассматривается выполнение задачи наблюдения за РЧС;

- характеристики наблюдения каждого КА ДЗЗ РЧС:

$$\Upsilon = \{\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_j\}.$$

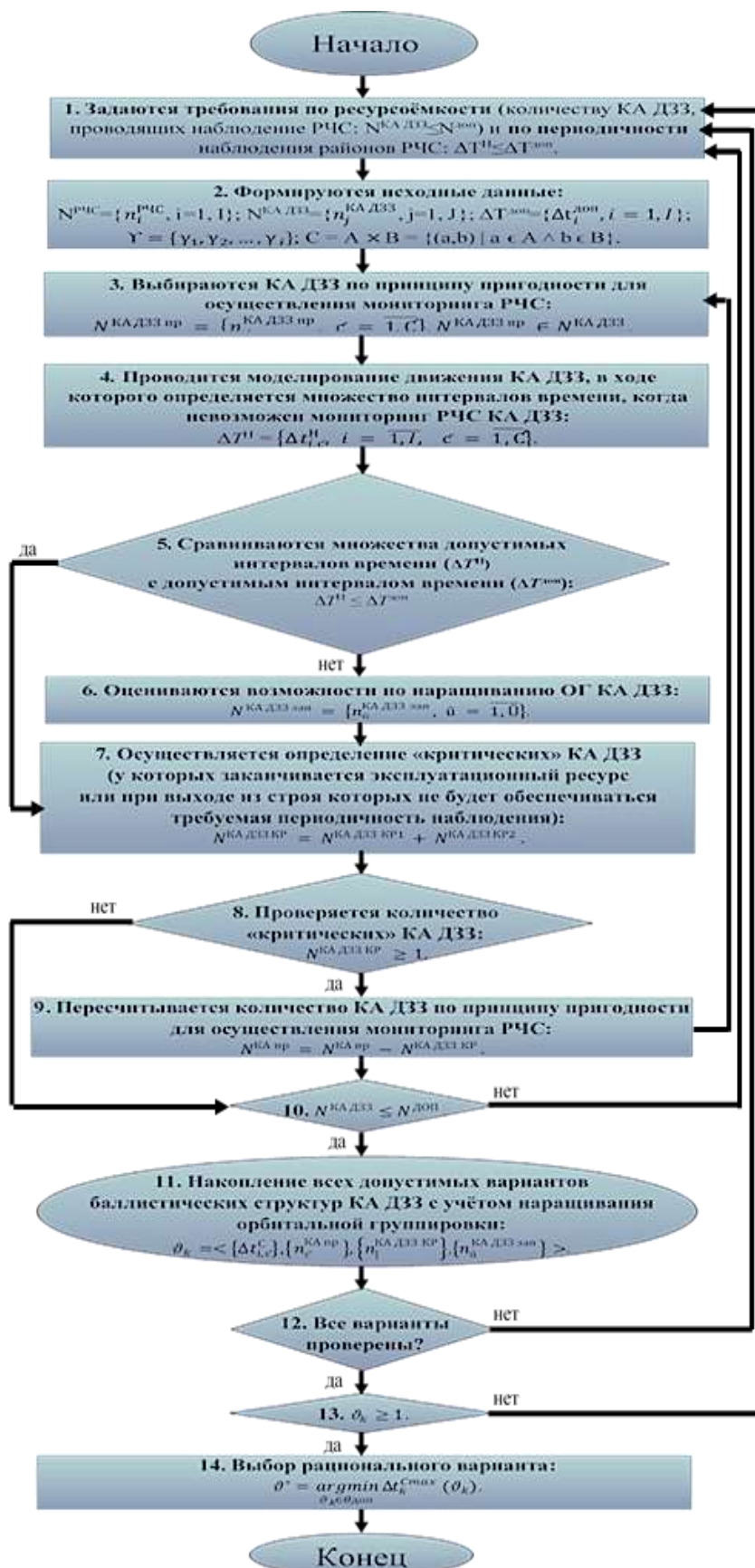


Рис. 1. Схема этапов методики оценивания периодичности наблюдения районов чрезвычайных ситуаций космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли с учетом наращивания орбитальной группировки

Этап 3. Выбираются КА ДЗЗ $N^{\text{КА ДЗЗ пр}}$ из существующей ОГ КА ДЗЗ $N^{\text{КА ДЗЗ}}$ по принципу пригодности для осуществления мониторинга РЧС. При этом

$$N^{\text{КА ДЗЗ пр}} = \{n_c^{\text{КА ДЗЗ пр}}, c = \overline{1, C}\}, N^{\text{КА ДЗЗ пр}} \in N^{\text{КА ДЗЗ}},$$

где

$$n_c^{\text{КА ДЗЗ пр}} = \langle X_c^v, Q_c^b \rangle.$$

Здесь X_c^v – множество параметров орбит КА;

Q_c^b – множество технических возможностей КА ДЗЗ по наблюдению РЧС.

Определяется баллистическая структура ОГ КА ДЗЗ, исходя из множества «пригодных» КА ДЗЗ $N^{\text{КА ДЗЗ пр}}$ в виде $S = \{n_{\text{пл}}, n_{\text{КА}}, a_c, e_c, i_c, \Delta\Omega_{c-1,c}\}$.

Основные параметры баллистической структуры ОГ КА ДЗЗ:

- количество плоскостей орбит $n_{\text{пл}}$;
- количество КА ДЗЗ в каждой орбитальной плоскости $n_{\text{КА}}$;
- большие полуоси орбит КА ДЗЗ a_c , ($c=1, \dots, n_{\text{пл}}$);
- эксцентриситеты орбит КА ДЗЗ e_c , ($c=1, \dots, n_{\text{пл}}$);
- наклонения орбит КА ДЗЗ i_c , ($c=1, \dots, n_{\text{пл}}$);
- взаимное расположение орбит относительно экватора $\Delta\Omega_{c-1,c}$.

Этап 4. Исходя из совокупности выбранных «пригодных» КА ДЗЗ для наблюдения за РЧС $N^{\text{КА ДЗЗ пр}} = \{n_c^{\text{КА ДЗЗ пр}}, c = \overline{1, C}\}$ проводится моделирование движения КА ДЗЗ, в ходе которого определяется множество интервалов времени, когда невозможен мониторинг РЧС КА ДЗЗ:

$$\Delta T^H = \{\Delta t_{i,c}^H, i = \overline{1, I}, c = \overline{1, C}\}.$$

Здесь

$$\Delta t_{i,c}^H = \{t_{i,c}^0 - t_{i,c}^{\text{нач}}\},$$

где $t_{i,c}^{\text{нач}}$ – время начала наблюдения i -го РЧС ($c+1$)-м КА ДЗЗ

$t_{i,c}^0$ – время окончания наблюдения i -го РЧС c -м КА ДЗЗ.

4.1. Для моделирования выбирается математическая модель движения КА, которую можно представить в виде системы дифференциальных уравнений:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{f}(\bar{x}, \Delta t_{i,c}^H), \Delta t_{i,c}^H \in [\Delta t_{i,c}^{\text{нач}}; \Delta t_{i,c}^0]. \quad (1)$$

Здесь $\bar{x}$ – вектор параметров движения КА ДЗЗ, однозначно определяющих его положение и направление движения,

$$\bar{x} = \left[x, y, z, V_x, V_y, V_z \right],$$

где x, y, z – координаты КА в гринвичской системе координат (ГСК);

V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости на оси ГСК.

4.2. Задаются начальные условия движения КА в виде вектора $\bar{x}_c$.

Движение КА рассматривается в относительной геоцентрической прямоугольной гринвичской системе координат $O_3X_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma$, начало которой совпадает с центром масс Земли O_3 . Ось O_3Z_Γ направлена по оси вращения Земли (в сторону Северного полюса), ось O_3X_Γ – в точку пересечения плоскости экватора и гринвичского меридиана, ось O_3Y_Γ дополняет систему координат до правой. Основная плоскость ГСК – плоскость экватора.

Система дифференциальных уравнений движения КА в ГСК будет иметь вид:

$$\begin{aligned}\dot{V}_x &= \left(\omega_3^2 - \frac{\mu}{r^3} \right) x + \sum_{i=1}^n g_{xi} - \rho S_b V V_x + 2\omega_3 V_y; \\ \dot{V}_y &= \left(\omega_3^2 - \frac{\mu}{r^3} \right) y + \sum_{i=1}^n g_{yi} - \rho S_b V V_y - 2\omega_3 V_x; \\ \dot{V}_z &= -\frac{\mu}{r^3} z + \sum_{i=1}^n g_{zi} - \rho S_b V V_z; \\ \dot{x} &= V_x; \quad \dot{y} = V_y; \quad \dot{z} = V_z,\end{aligned}\tag{2}$$

где $\sum g_{xi}, \sum g_{yi}, \sum g_{zi}$

- проекции ускорений от учитываемых возмущений на оси прямоугольной системы координат;
- ρ – плотность воздуха на данной высоте;
- S_b – баллистический коэффициент, $S_b = \frac{c_x S_m}{2m}$;
- S_m – площадь миделева сечения КА;
- c_x – безразмерный коэффициент силы лобового сопротивления;
- m – масса КА;
- ω_3 – скорость вращения Земли;
- r – расстояние от центра масс Земли до КА (геоцентрический радиус КА).

4.3. Определяется множество интервалов времени $\{\Delta t_{i,c}^H\}$, когда не проводится мониторинг РЧС.

Этап 5. Проверяются условия по периодичности наблюдения районов РЧС $\Delta T^H \leq \Delta T^{\text{доп}}$ при моделировании движения «пригодных» КА ДЗЗ из состава ОГ на заданном интервале времени ξ . В случае выполнения условия переходим на этап 7, в противном случае переходим на этап 6.

Этап 6. Оцениваются возможности по наращиванию ОГ КА ДЗЗ.

6.1. Параметрам движения КА в ГСК x_c сопоставляются кеплеровские элементы орбиты КА $[p_c, e_c, i_c, \Delta\Omega_c, \omega_c, \tau_c]$.

6.2. Увеличивается количественный состав ОГ КА ДЗЗ $N^{\text{КА ДЗЗ}}$ путем добавления одного КА ДЗЗ: $C = C + 1$.

6.3. Формирование вариантов баллистических структур с учетом нового КА ДЗЗ путем последовательного перебора значений параметров прямого восхождения восходящего узла Ω и аргумента широты КА u ($u = \omega + v$).

6.4. Осуществляется моделирование движения КА ДЗЗ в ОГ для различных, полученных в п. 6.3 вариантов баллистических структур на заданном интервале времени $\xi^{\text{зад}}$.

6.5. Для каждого варианта баллистических структур проверяются условия по периодичности наблюдения районов РЧС $\Delta T^H \leq \Delta T^{\text{доп}}$.

6.6. В случае выполнения условия по периодичности наблюдения районов РЧС $\Delta T^H \leq \Delta T^{\text{доп}}$ переходим на этап 6.7, в противном случае переходим на этап 6.2.

6.7. Определяются необходимое количество КА ДЗЗ для запуска:

$$N^{\text{КА ДЗЗ зап}} = \{n_{\tilde{u}}^{\text{КА ДЗЗ зап}}, \quad \tilde{u} = \overline{1, \tilde{U}}\}$$

и параметры движения выводимых КА в момент отделения от ракеты-носителя или разгонного блока $\{X_{\epsilon}^v, \epsilon = \overline{1, E}\}$ для множества запускаемых КА $\{n_{\bar{u}}^{KA ДЗЗ зап}, \bar{u} = \overline{1, U}\}$.

Этап 7. Осуществляется определение «критических» КА ДЗЗ $N^{KA ДЗЗ КР}$:

$$N^{KA ДЗЗ КР} = N^{KA ДЗЗ КР1} + N^{KA ДЗЗ КР2}, \quad (3)$$

где $N^{KA ДЗЗ КР1}$ – КА ДЗЗ, у которых заканчивается эксплуатационный ресурс (нахождения на орбите),

$$N^{KA ДЗЗ КР1} = \{n_i^{KA ДЗЗ КР1}, i = \overline{1, L}\};$$

$N^{KA ДЗЗ КР2}$ – КА ДЗЗ, при выходе их из строя которых, не будет обеспечиваться требуемая периодичность наблюдения $\Delta t_{i,j}^C \leq \Delta t_{i,j}^D$,

$$N^{KA ДЗЗ КР2} = \{n_i^{KA ДЗЗ КР2}, i = \overline{1, L}\}.$$

Этап 8. Проверяется условие

$$N^{KA ДЗЗ КР} \geq 1,$$

в случае его выполнения переходим на этап 9, в противном случае – на этап 11.

Этап 9. Пересчитывается количество КА ДЗЗ по принципу пригодности для осуществления оперативного мониторинга РЧС:

$$N^{KA пр} = N^{KA пр} - N^{KA ДЗЗ КР}. \quad (4)$$

Переход на этап 3.

Этап 10. Проверяется условие по ресурсоемкости (количеству КА ДЗЗ, проводивших наблюдение РЧС: $N^{KA ДЗЗ} \leq N^{TP}$), в случае выполнения условия переходим на этап 11, в противном случае – необходимо пересмотреть исходные данные на этапе 1.

Этап 11. Происходит накопление всех допустимых вариантов баллистических структур ОГ КА ДЗЗ для осуществления мониторинга РЧС $\theta_{доп} = \{\vartheta_k | k = \overline{1, K}\}$, где каждый вариант включает

$$\vartheta_k = \langle \{\Delta t_{i,c}^C\}, \{n_c^{KA пр}\}, \{n_i^{KA ДЗЗ КР}\}, \{n_{\bar{u}}^{KA ДЗЗ зап}\} \rangle, \quad (5)$$

где $\{\Delta t_{i,c}^C\}$ – множество существующих интервалов времени, когда не проводится мониторинг РЧС КА ДЗЗ;
 $\{n_c^{KA пр}\}$ – множество КА ДЗЗ по принципу пригодности для осуществления мониторинга РЧС;
 $\{n_i^{KA ДЗЗ КР}\}$ – множество «критических» КА ДЗЗ;
 $\{n_{\bar{u}}^{KA ДЗЗ зап}\}$ – множество КА ДЗЗ, которые необходимо запустить с целью обеспечения требуемой периодичности наблюдения РЧС.

Этап 12. Далее проверяется условие: все ли варианты проверены. Если нет, тогда задача не имеет решений при заданных исходных данных, происходит изменение исходных данных.

Этап 13. Проверяется условие: сформирован хотя бы один вариант $\vartheta_k \geq 1$.

Этап 14. Выбирается рациональный вариант баллистических структур ОГ КА ДЗЗ для осуществления требуемого разрыва в наблюдении РЧС КА ДЗЗ с учетом наращивания орбитальной группировки $\vartheta^* = \operatorname{argmin}_{\vartheta_k \in \theta_{доп}} \Delta t_k^{Cmax}(\vartheta_k)$, после чего принимается решение с учетом сложившейся обстановки.

ОЦЕНИВАНИЕ ПЕРИОДИЧНОСТИ НАБЛЮДЕНИЯ РАЙОНОВ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЕТОМ НАРАЩИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

Оценивание периодичности наблюдения РЧС КА ДЗЗ с учетом наращивания ОГ проведено при следующих ограничениях и допущениях:

1. Все КА ДЗЗ из состава ОГ движутся по круговым орбитам ($e_c = 0$).
2. Все КА ДЗЗ из состава ОГ имеют одинаковую высоту орбиты ($H_c = 900$ км).
3. Наклонения орбит КА ДЗЗ одинаковы ($i_c = 67,15$ км).
4. При выполнении ОГ КА ДЗЗ значения прямого восхождения восходящего узла орбиты запускаемых КА заданы ($\Omega_c^{\text{зад}} = 337,638^\circ$).
5. При определении параметров орбиты вновь выводимых КА ДЗЗ точка выведения определяется методом направленного перебора по аргументу широты КА u .
6. ОГ состоит из пяти КА ДЗЗ, значения прямого восхождения восходящего узла орбиты КА $\Delta\Omega_c$ и аргумента широты КА u представлены в табл. 1.

Таблица 1

Значения прямого восхождения восходящего узла орбиты КА $\Delta\Omega_c$ и аргумента широты КА u

№ п/п	Прямое восхождение восходящего угла Ω , град.	Аргумент широты КА u , град.
1	246,586	79,026
2	154,261	0,041
3	37,067	104,457
4	275,538	274,153
5	99,676	115,747

С помощью разработанного авторами программного комплекса [6] проведено моделирование ситуаций, в которых осуществлялось наблюдение КА ДЗЗ различных РЧС. Например, для РЧС, имеющего квадратную форму размером 10 x 10 км с центром, находящимся в географических координатах $50,61^\circ$ с. ш. и $45,75^\circ$ в. д., проведено моделирование движения пяти КА ДЗЗ, входящих в состав ОГ, на интервале времени $\xi^{\text{зад}} = 1$ год. В ходе моделирования выявлено максимальное значение интервала времени между окончанием наблюдения РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения РЧС следующим КА ДЗЗ:

$$\Delta t_{i,j}^{\text{C max}} = 22,52 \text{ ч.}$$

В случае, если требования к периодичности наблюдения заданного района не удовлетворяются, целесообразно выводить новые КА ДЗЗ. Однако для этого необходимо определить значения прямого восхождения восходящего узла орбиты КА $\Delta\Omega_c$ и аргумента широты КА u , при которых обеспечивается минимальный разрыв в наблюдении РЧС. Для данной задачи авторами разработан программный комплекс [7], позволяющий определить параметры орбиты вновь выводимого КА для получения баллистических структур ОГ КА ДЗЗ, показатели результативности которых удовлетворяют требуемым значениям.

По результатам моделирования получены следующие максимальные значения интервала времени между окончанием наблюдения РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения РЧС следующим КА ДЗЗ $\Delta t_{i,j}^{\text{C max}}$ для различных значений аргументов широты КА (табл. 2).

Таблица 2

Результаты моделирования

Аргумент широты КА, град.	Периодичность наблюдения, ч	Аргумент широты КА, град.	Периодичность наблюдения, ч	Аргумент широты КА, град.	Периодичность наблюдения, ч
0	22,52	120	16,35	240	22,52
10	22,52	130	16,4	250	22,52
20	21,68	140	16,45	260	22,52
30	21,63	150	16,5	270	22,52
40	21,58	160	22,52	280	22,52
50	21,53	170	22,52	290	22,52
60	21,48	180	22,52	300	22,52
70	21,43	190	22,52	310	22,52
80	21,38	200	22,52	320	22,52
90	16,22	210	22,52	330	22,52
100	16,25	220	22,52	340	22,52
110	16,3	230	22,52	350	22,52

На рис. 2 представлен график зависимости максимального интервала времени между окончанием наблюдения РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения РЧС следующим КА ДЗЗ $\Delta t_{i,j}^{C, \max}$ от аргумента широты КА u .

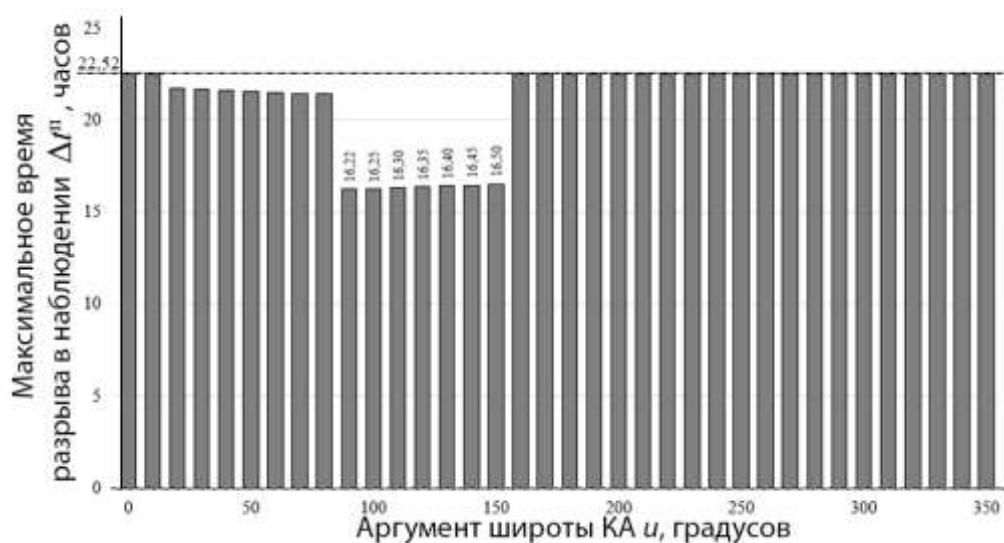


Рис. 2. Зависимость максимального значения интервала времени между окончанием наблюдения РЧС предыдущим КА ДЗЗ и началом наблюдения РЧС следующим КА ДЗЗ от аргумента широты КА

Как видно из графика, лучшую периодичность наблюдения для заданной ОГ КА ДЗЗ можно достичь при выведении КА ДЗЗ в точку орбиты заданной плоскости с аргументом широты $u = 90^\circ$. А в диапазоне аргумента широты КА ДЗЗ от 160 до 360° выводить КА нецелесообразно, поскольку это не улучшит периодичность наблюдения. В случае, если требования периодичности наблюдения РЧС КА ДЗЗ не будут удовлетворены, тогда проводятся расчеты с запуском дополнительных КА ДЗЗ.

Данный подход представляет собой приблизительную оценку периодичности наблюдения РЧС КА ДЗЗ с учетом наращивания ОГ, поскольку за счет дискретности значений аргумента широты КА ДЗЗ экстремум значений может быть пропущен.

Расчеты, проведенные методом сетевого планирования [8], показали, что применение представленного математического аппарата позволит в 1,3 раза повысить эффективность мониторинга районов чрезвычайных ситуаций космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли за счет наращивания орбитальной группировки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Заблаговременное прогнозирование и актуализация количественно-качественного состава КА ДЗЗ, пригодных для проведения мониторинга РЧС, моделирование различных ситуационных задач по изменению условий возможности КА ДЗЗ осуществлять наблюдение за РЧС, а также вывод новых КА, позволят обеспечить требуемые показатели периодичности наблюдения РЧС КА ДЗЗ.

Разработанная методика и программный продукт являются универсальными, т. е. их можно использовать при моделировании возможностей использования КА ДЗЗ для других задач.

В заключение следует отметить, что программное обеспечение не определяет самостоятельно окончательную стратегию, оно только формирует в удобном виде пригодные варианты мониторинга РЧС, из которых выбирается рациональный.

Список использованных источников

1. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем / Н. Ф. Аверкиев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 302 с.
2. Улыбышев Ю. П. Проектирование спутниковых систем непрерывного обзора: краткий исторический обзор, современное состояние и новые решения // Труды МАИ. – 2009. – Вып. 34. – С. 7.
3. Салов В. В., Проценко П. А., Хуббиев Р. В. Способ увеличения частоты наблюдений инспектируемого района космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер.: Приборостроение. – 2018. – № 1. – С. 105–114.
4. Аверкиев Н. Ф., Коваленко А. Ю., Кульвиц А. В. Основные положения концепции обоснования разнородных орбитальных группировок космических аппаратов наблюдения // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2021. – № 1 (116). – С. 50–56.
5. Куприянов А. А. Принципы и решения информационно-технологического взаимодействия автоматизированных систем // Автоматизация процессов управления. – 2018. – № 1. – С. 18–23.
6. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2024686542. Программа для расчета периодичности наблюдения космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли заданного района земной поверхности / А. И. Астафьев, Г. Н. Демченко, В. О. Кацик, М. А. Кукушкин, Д. М. Попов, А. Ю. Хасанов. – Заявл. 19.09.2024, опубли. 11.11.2024.
7. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2024686460. Программа для расчета эффективности восполнения орбитальной группировки космических аппаратов в случае ее деградации / А. И. Астафьев, М. А. Кукушкин, А. Ю. Хасанов. – Заявл. 24.10.2024, опубли. 08.11.2024.
8. Кукушкин М. А., Минх Д. Н. Методический подход к выбору рационального варианта деятельности должностных лиц органов управления при принятии решения командиром с применением средств автоматизации // Вестник Академии военных наук. – 2019. – № 1 (66). – С. 50–56.

А. Н. Григорьев¹,

доктор технических наук, доцент;

Д. Н. Комраков¹,

кандидат технических наук;

Е. В. Коннов²,

кандидат технических наук;

Д. С. Коршунов¹,

кандидат технических наук

¹ ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

² НИИЦ ФГУП «18 ЦНИИ» МО РФ, г. Курск.

МНГОВАРИАНТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МНОГОМАРШРУТНОЙ АЭРОСЪЕМКИ УДАЛЕННОГО УЧАСТКА

В работе систематизирован подход к разработке математических моделей автоматизированной авиационной системы наблюдения, предназначенной для изучения крупных удаленных участков земной поверхности с использованием съемочного комплекса. Решение соответствующих прикладных задач производится в условиях, к которым при их формализации могут обоснованно применяться разные комбинации ограничений и допущений. На основе выполненного математического описания авиационной системы представлены разные варианты моделирования с изложением подхода к разработке аналитических моделей, ориентированных на оценивание эффективности выполняемой многомаршрутной оптико-электронной аэросъемки. Сформирован набор готовых решений для значительного числа вариантов модели системы, отличающихся полнотой учета и сочетанием выбранных факторов съемки. На примере технических характеристик условно-реальной системы, оборудованной оптико-электронным комплексом, выполнен вычислительный эксперимент, результаты которого подтвердили возможность выбора параметров многомаршрутной съемки участка, оптимальной по показателю результативности решения задачи.

Ключевые слова: автоматизированная система, показатель эффективности, результативность многомаршрутной аэросъемки, аналитическое моделирование, воздушное судно, оптико-электронный комплекс.

ВВЕДЕНИЕ

Вследствие активного развития технологий в области разработки автоматизированных авиационных систем (ААС), применяемых для изучения земной поверхности, решение прикладных задач с их использованием стало целесообразным и доступным в техническом, эксплуатационном и экономическом отношениях. Получение пространственных данных о земной поверхности (снимков) выполняется, в основном, в результате съемки с использованием оптико-электронных комплексов (ОЭК) [1]. В силу относительно небольшой высоты полета, формируемые снимки имеют ограниченный охват и по отдельности могут не покрывать интересующий участок [2]. В таком случае, для обеспечения полного покрытия участка земной поверхности в процессе автономного полета воздушного судна (ВС) выполняется многомаршрутная аэросъемка [1]. При необходимости покрытия крупного района, для аэросъемки которого недостаточно одного вылета, производится требуемое количество полетов или применяется группа ВС, а также могут сочетаться эти два способа [3]. При этом подразумевается, что для выполнения отдельного полета расходуется весь летный временной ресурс ВС.

В определенных ситуациях непосредственный доступ к исследуемому району ограничивается естественными физико-географическими условиями или природно-техногенными процессами, не позволяющими эксплуатировать наземную станцию ААС и взлетно-посадочные средства ВС в окрестности заданного съемочного участка. В таком случае для выполнения совокупности операций ААС – целевой многомаршрутной аэросъемки удален-

ных участков, составляющих крупный район, дополнительно производится прямой и обратный перелеты ВС от пункта взлета и в обратном направлении.

В рамках одной операции, т. е. подготовки и производства отдельного полета, ААС рассматривается как целеустремленная техническая система, элементы которой объединены общей целью – получение снимков на заданный удаленный участок [4, 5]. В рассматриваемом случае цель функционирования ААС считается достигнутой, если в результате расходования ресурсов, требующихся для осуществления отдельного полета ВС, получены снимки, покрывающие заданный участок. Задача ААС – достижение требуемого исхода операции в результате ее функционирования при заданном ограничении ресурсов на осуществление полета ВС за заданное время, определяемое максимальной продолжительностью полета, с выполнением требований к изобразительному и фотограмметрическому качеству получаемых изображений.

Затраты временного и других видов ресурсов на подготовку и производство операции ААС при выработке всей возможной продолжительности автономного полета ВС в общем постоянны и не зависят от параметров аэросъемки и съемочного участка. В силу этого среди частных показателей эффективности функционирования ААС ключевое значение приобретает показатель результативности, характеризующий получаемый целевой эффект [4, 6]. На текущем уровне исследований в качестве такого показателя рассматривается площадь участка, покрытого снимками в результате выполнения отдельного полета ВС [7, 8]. Полученные к настоящему времени результаты показали, что для решения рассматриваемой задачи ААС по принятому показателю результативности существует оптимальный вариант применения системы, определяемый на основе выбора конфигурации съемочного участка [9]. При этом задача оптимизации решалась для ААС, использующей ВС самолетного типа и функционирующей в идеализированных условиях для реализации частной технологии получения снимков с последующей высокоточной фотограмметрической обработкой изображений [10]. Исходя из этого, обосновывались используемые при моделировании ААС ограничения и допущения, в результате обеспечившие получение конкретных итоговых зависимостей в аналитической форме [3, 8, 11].

В современной практике решения научных и прикладных задач имеются разные методы и средства многомаршрутной аэросъемки, в общем применяемые схожим образом, но с отдельными отличиями. Например, в качестве ВС могут использоваться мультироторные платформы, обладающие качественно более высокой маневренностью для захода на следующий маршрут. Получаемые снимки могут предназначаться для полного или выборочного обследования территории без проведения сложной фотограмметрической обработки. Границы съемочного участка могут быть нечетко определены и не выдерживаться. Полет ВС может производиться при отсутствии или действии ветра. Таким образом, в силу специфичности принятых допущений и ограничений разработанные модели не могут считаться адекватными и обоснованно использоваться для описания разных вариантов реализации ААС и ее операций, а также для оценивания эффективности многомаршрутной аэросъемки. Указанный проблемный вопрос существует вследствие исходной специализации и общей непроработанности аппарата моделирования ААС. При этом предложенный подход к моделированию, судя по имеющимся частным результатам, позволяет получать искомые зависимости при варьировании составом ограничений и допущений. В силу вышесказанного, для повышения гибкости и расширения границ применимости разрабатываемого математического аппарата по разным прикладным направлениям целесообразно создание инструментария многовариантного моделирования ААС.

Таким образом, выполненный анализ подтверждает, что тема исследований, посвященных оцениванию эффективности многомаршрутной аэросъемки удаленного участка с использованием многовариантного моделирования автоматизированной авиационной системы, является актуальной. Цель настоящего исследования состоит в разработке и систематизации математического аппарата, который обеспечивает моделирование ААС в разных вариантах

применения для получения оценки эффективности аэросъемки и решения задач квалиметрии. Существующий опыт показывает, что на данном этапе следует рассмотреть варианты сочетания ограничений и допущений, связанных с учетом перекрытия маршрутов и особенностей съемки на границе участка, продолжительности разворота ВС между маршрутами и с наличием ветра. Задачи исследования включают разработку концептуальной модели ААС с конкретизацией вариантов сочетания ограничений и допущений, демонстрацию принципов и примеров формализации системы, проведение вычислительного эксперимента на примере условно-реального ВС с ОЭЖ.

ФОРМАЛИЗАЦИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ЕЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В общем случае применение ААС в режиме многомаршрутной аэросъемки подразумевает выполнение определенного числа параллельных маршрутов с перекрытием над заданным удаленным съемочным участком [1, 2, 10]. Обобщенная пространственная схема применения ААС для выполнения многомаршрутной съемки отдельного удаленного участка в процессе одного полета представлена на рис. 1.

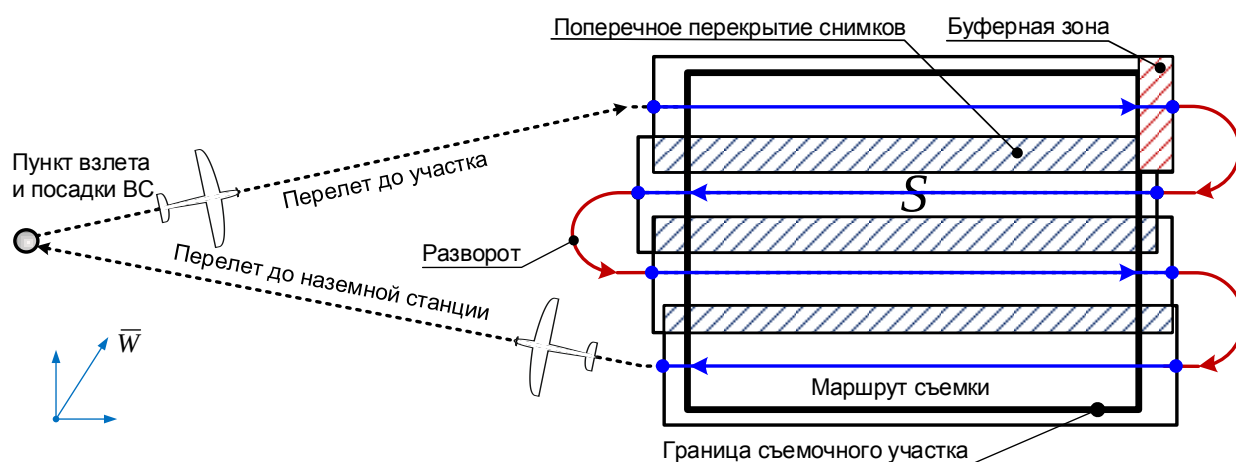


Рис. 1. Обобщенная схема применения ААС в режиме многомаршрутной аэросъемки

Для формализации ААС используется подход, состоящий в определении входных, внутренних и выходных параметров системы с выбором показателя качества функционирования (рис. 2), взаимосвязи которых раскрываются в искомых аналитических зависимостях.

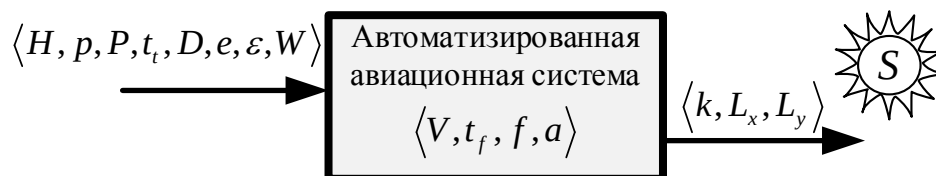


Рис. 2. Состав параметров моделируемой ААС

В качестве входных, внутренних и выходных параметров используются следующие.

1. Совокупность входных параметров представлена набором

$$X_{(6)} = \langle H, p, P, t_t, D, e, \varepsilon, W \rangle,$$

где H – высота съемки/полета ВС;
 p – поперечное перекрытие снимков;
 P – линейный размер буферной зоны за границей съемочного участка;
 t_t – продолжительность разворота на следующий маршрут;
 D – расстояние от пункта взлета/посадки ВС до центра съемочного участка;
 e – удлинение участка, имеющего прямоугольную форму;
 ε, W – направление и скорость ветра соответственно.

Параметры H, p и P задаются исходя из требований к материалам съемки [11]. Продолжительность разворота t_t определяется исходя из выбранного способа захода на следующий маршрут [8]. Следует отметить, что определение параметров H, p, P, t_t выполняется заблаговременно, перед выполнением полета ВС, с учетом отдельных внутренних параметров ААС по известным зависимостям [9]. В свою очередь, параметры D и e характеризуют удаленный съемочный участок, а ε и W позволяют учесть наиболее существенное влияние внешней среды (погодных условий) на полет ВС [12].

2. Внутренние параметры системы

$$G_{\langle 4 \rangle} = \langle V, t_f, f, a \rangle,$$

где V – крейсерская скорость полета ВС;
 t_f – общая продолжительность полета;
 f – фокусное расстояние объектива ОЭК;
 a – ширина приемника излучения ОЭК.

По своей сути указанные внутренние параметры описывают технические характеристики ВС и размещенного на нем ОЭК, представляющие интерес в рамках настоящего исследования.

3. В качестве выходных параметров рассматриваются показатели, характеризующие результат выполнения многомаршрутной съемки:

$$Y_{\langle 3 \rangle} = \langle k, L_x, L_y \rangle,$$

где k – количество маршрутов съемки, покрывающих удаленный участок;
 L_x, L_y – длина и ширина удаленного участка соответственно.

Частный показатель эффективности многомаршрутной аэросъемки – показатель результативности S – характеризует площадь участка, отснятого за один вылет ВС.

Для разработки модели в отношении условий функционирования объекта моделирования, а именно ААС, принимаются следующие ограничения и допущения, общие для всех вариантов модели. Взлет и посадка ВС осуществляются в одном пункте, влияние внешней среды на полет ВС постоянно по времени и пространству. Удаленный участок имеет прямоугольную форму. В отношении самой ААС допускается, что движение ВС в течение всей продолжительности полета является равномерным и идеально управляемым. Оптико-электронная съемка выполняется в надирном направлении.

На основе отдельных входных параметров предлагается рассмотреть комбинации ограничений и допущений, порождающих варианты модели ААС. Используются следующие параметры: перекрытие снимков p , размер буферной зоны P , продолжительность разворота t_t , скорость ветра W . Если параметр из указанных величин принимается равным 0, то это обозначает, что влияние соответствующего фактора на результативность аэросъемки не учитывается. Соответственно из набора этих параметров $\langle p, P, t_t, W \rangle$ можно получить 16 комбинаций, в которых учитываются все четыре или от трех до одного из выбранных факторов. Разнообразие и связи отдельных комбинаций учитываемых или не учитываемых факторов, определяющие многовариантность моделирования ААС, представлены на рис. 3.

Комбинации сгруппированы по пяти уровням по признаку количества учитываемых факторов (рис. 3). Каждый вариант имеет двузначный индекс $(M.N)$, где M – номер уровня, N –

номер варианта на этом уровне. Символ « $\emptyset$ » означает, что подменяемый им фактор в рассматриваемом варианте модели не учитывается, т. е. соответствующий параметр имеет нулевое значение. Предложенное описание позволяет выстроить иерархию математических моделей ААС, систематизировать их разработку и использование.

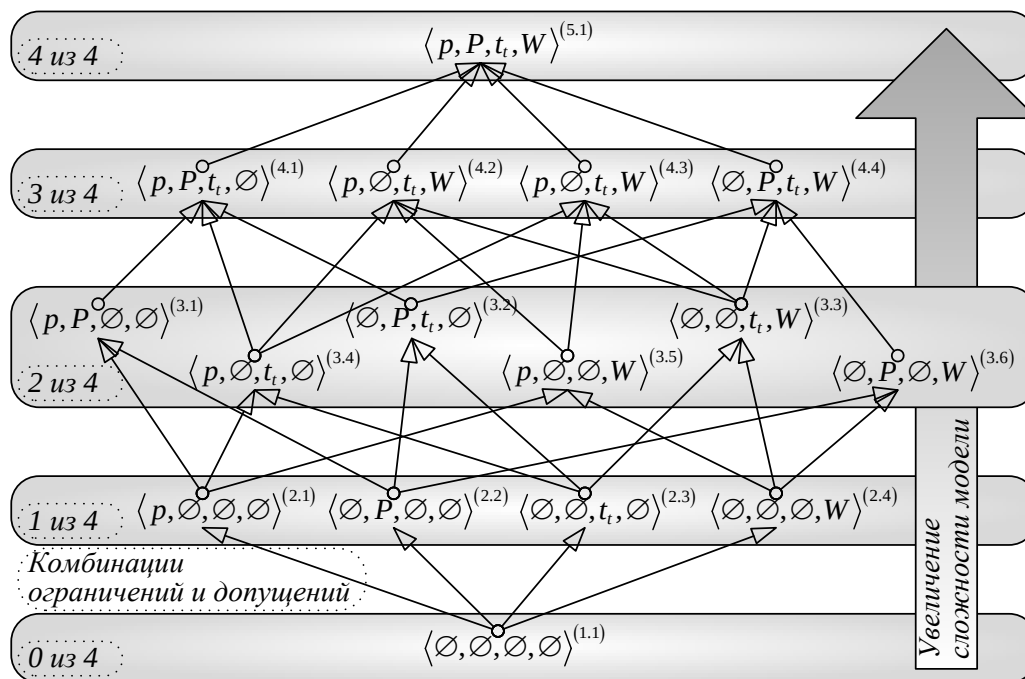


Рис. 3. Возможные варианты модели ААС

В рамках работы решается прямая задача математического моделирования по анализу технического объекта – рассматриваемой системы. На основе ранее выполненных исследований [3, 8, 9, 11] предлагается следующая **математическая постановка задачи** исследования.

По имеющимся исходным данным о входных $X_{(6)}$ и внутренних $G_{(4)}$ параметрах системы с учетом варианта принятых допущений и ограничений ($M.N$), требуется определить при какой конфигурации участка e' обеспечивается повышение результативности многомаршрутной съемки S :

$$e' = \arg \max_e S_{(M.N)}(X_{(6)}, G_{(4)}).$$

где $S_{(M.N)}(X_{(6)}, G_{(4)})$ – функция от внешних и внутренних параметров для определения значения показателя результативности, индивидуальная для каждого варианта модели ААС. При этом выходные параметры $Y_{(3)}(X_{(6)}, G_{(4)})$ выступают в роли промежуточных данных для оценивания результативности S .

На основе предложенного подхода получены результаты многовариантного моделирования ААС, примеры которого предлагается рассмотреть с выводом соответствующих систем уравнений и решений.

БАЗОВЫЕ ПРИМЕРЫ РАЗРАБОТКИ АНАЛИТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМЫ

Вариант (1.1). Исследуется наиболее простое описание ААС, в котором не учитываются выбранные факторы. Упрощенный процесс съемки поясняется рис. 4,а.

С учетом принятых ограничений продолжительность интервала времени t , имеющегося для выполнения съемки всего участка, рассчитывается по формуле

$$t_{(1.1)} = t_f - 2(D/V). \quad (1)$$

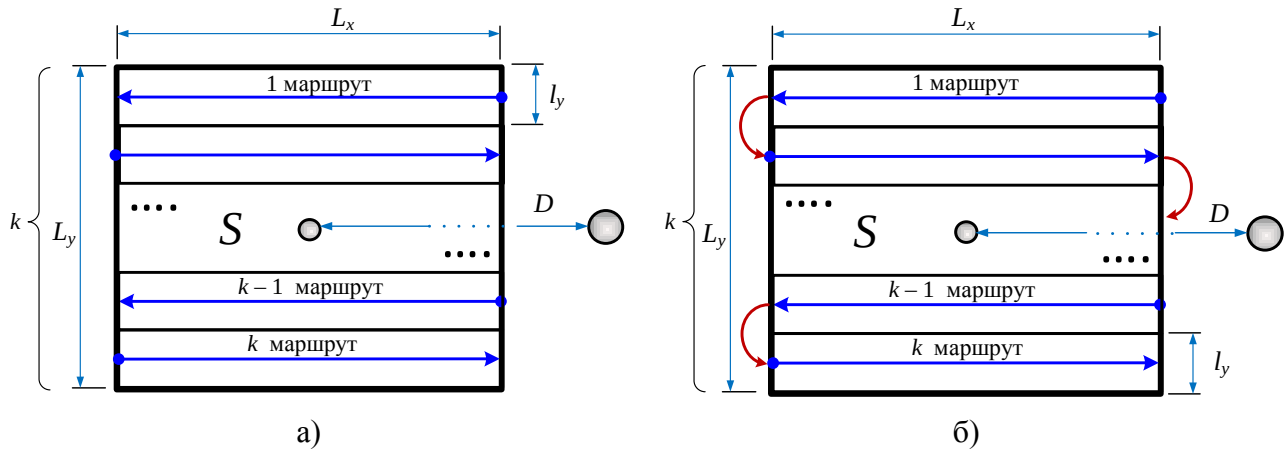


Рис. 4. Схема и параметры описания многомаршрутной съемки удаленного участка:
а – вариант (1.1); б – вариант (2.3)

Величина полосы захвата на местности l_y оценивается по заданной высоте полета ВС и параметрам ОЭК для условий плановой кадровой съемки [8, 11]:

$$l_y = (aH)/f. \quad (2)$$

Удлинение e и размеры участка L_x, L_y в соответствии со схемой (рис. 4,а) в зависимости от числа маршрутов k вычисляются по следующим формулам:

$$e = L_x/L_y; L_x = (Vt_{(1.1)})/k; L_y = kl_y. \quad (3)$$

На основе формул (1)–(3) формируется система уравнений, путем преобразования которой выводится результирующее неполное квадратное уравнение относительно переменной, в качестве которой выступает число маршрутов съемки k :

$$el_y k^2 - (Vt_f - 2D) = 0. \quad (4)$$

В качестве решения для определения целого числа полных по протяженности маршрутов используется округленное значение положительного корня уравнения (4), который при заданных параметрах аэросъемки рассчитывается по формуле

$$k_{(1.1)} = \left\lfloor \sqrt{\frac{Vt_f - 2D}{el_y}} \right\rfloor, \quad (5)$$

где $\lfloor \cdot \rfloor$ – оператор округления к меньшему целому значению.

В рамках всех вариантов модели ААС для получения оценки результативности в соответствии с введенным понятием следует использовать формулу

$$S = L_x L_y. \quad (6)$$

В данном варианте модели для расчета S требуется найти L_x и L_y по формулам (3), в которых использовать в качестве k значение, рассчитанное в соответствии с выражением (5).

Вариант (2.3). В рассматриваемом варианте модели ААС учитывается фактор выполнения разворота для захода на следующий маршрут, характеризуемый продолжительностью этого маневра t_t [4] (рис. 4,б). В этом случае продолжительность съемки t рассчитывается по скорректированной формуле (1):

$$t_{(2.3)} = t_f - 2(D/V) - k t_t. \quad (7)$$

С использованием формул, аналогичных (3), формируется система уравнений, преобразование которой позволяет вывести полное квадратное уравнение

$$e l_y k^2 + V t_t k - (V t_f - 2D) = 0. \quad (8)$$

По аналогии с обоснованием формулы (5) интересующее решение рассчитывается по следующей формуле:

$$k_{(2.3)} = \left\lfloor \frac{\sqrt{(V t_f)^2 + 4 e l_y (V t_t - 2D)} - V t_f}{2 e l_y} \right\rfloor. \quad (9)$$

Для оценивания результативности S в этом варианте модели по результату расчета (9) следует последовательно использовать формулы (3) и (6).

Вариант (3.4). В следующем варианте модели ААС дополнительно к выполнению разворотов принимаются во внимание наличие поперечного перекрытия между регистрируемыми снимками p и требование к прокладке крайних маршрутов для обеспечения фотограмметрического качества получаемых материалов [8, 10] (рис. 5,а). Продолжительность съемки $t_{(3.4)}$ определяется аналогично, по формуле (7).

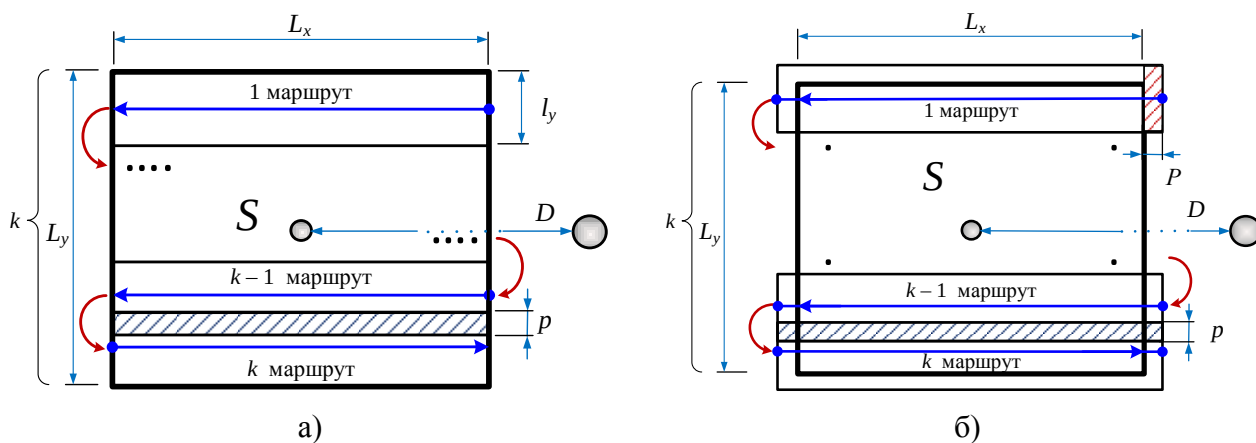


Рис. 5. Схема и параметры описания многомаршрутной съемки удаленного участка:
а – вариант (3.4); б – вариант (4.1)

В таком варианте необходим расчет поперечного базиса съемки B_y по формуле

$$B_y = l_y \cdot ((100 - p)/100). \quad (10)$$

С учетом выражения (10) ширина L_y находится по следующей формуле:

$$L_y = l_y + B_y(k - 3), \quad (11)$$

что видоизменяет соответствующее уравнение в системе (3).

В этом случае, после преобразования системы уравнений с учетом (11) получим уравнение

$$eB_y k^2 + (el_y - 3eB_y + Vt_t)k - (Vt_f - 2D) = 0. \quad (12)$$

По результату решения полученного уравнения (12) определяется интересующее значение количества съёмочных маршрутов $k_{(3.4)}$:

$$k_{(3.4)} = \left\lfloor \frac{\sqrt{(el_y - 3eB_y + Vt_t)^2 + 4eB_y(Vt_f - 2D)} - (el_y - 3eB_y + Vt_t)}{2eB_y} \right\rfloor, \quad (13)$$

по которому с использованием полученной системы уравнений и формулы (6) оценивается результативность съёмки S .

Вариант (4.1). В этом варианте модели ААС дополнительно учитывается требование, связанное с обеспечением фотограмметрического качества. Оно состоит в выполнении съёмки таким образом, чтобы в начале и конце маршрута за границами участка располагалось заданное расстояние – буфер P (рис. 5,б). Продолжительность съёмки $t_{(4.1)}$ определяется аналогично варианту (2.3), по формуле (7). В рамках настоящего исследования принято, что расстояние P равно линейному размеру перекрытия p на местности и определяется как

$$P = pl_y / 100. \quad (14)$$

В этом случае длина L_x вычисляется по следующей формуле, что видоизменяет одно уравнение в системе, которая использовалась в вариантах (2.3) и (3.4):

$$L_x = (Vt_{(4.1)} / k) - 2P. \quad (15)$$

Ширина участка L_y соответственно определяется по формуле (11). Путем преобразования системы уравнений, сформированной с учетом (15), выводится алгебраическое полное квадратное уравнение с переменной k :

$$eB_y k^2 + (el_y - 3eB_y + Vt_t + 2P)k - (Vt_f - 2D) = 0. \quad (16)$$

Округленное значение положительного корня уравнения (16) позволяет оценить число покрывающих участок маршрутов $k_{(4.1)}$:

$$k_{(4.1)} = \left\lfloor \frac{\sqrt{(el_y - 3eB_y + Vt_t + 2P)^2 + 4eB_y(Vt_f - 2D)} - (el_y - 3eB_y + Vt_t + 2P)}{2eB_y} \right\rfloor, \quad (17)$$

и рассчитать результативность многомаршрутной съёмки S .

Вариант (5.1). Наиболее сложный вариант модели ААС учитывает действие всех рассматриваемых факторов. В частности, выполняется учет влияния горизонтальной составляющей ветра $\bar{W}$ на полет ВС (рис. 6).

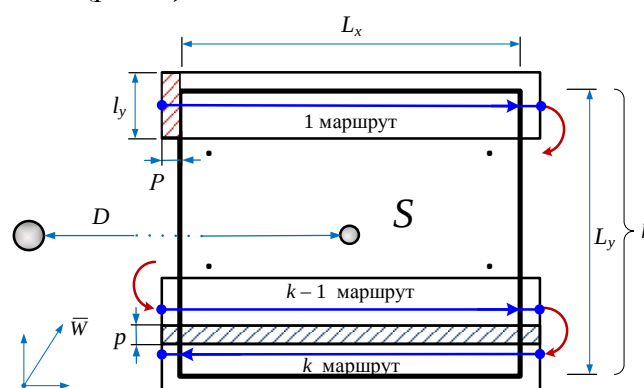


Рис. 6. Схема и параметры выполнения многомаршрутной съёмки, вариант (5.1)

Учет ветра основан на определении вектора путевой скорости ВС $\bar{V}_w$, определяемого суммой векторов вида [3, 12]:

$$\bar{V}_w = \bar{V} + \bar{W}, \quad (18)$$

где $\bar{V}$ – вектор скорости ВС относительно воздушной массы;

$\bar{W}$ – вектор скорости ветра.

Принимается, что в процессе выполняемого полета ВС направление и скорость ветра постоянны. При определенной ориентации векторов $\bar{V}$ и $\bar{W}$ в условиях принятых допущений значение путевой скорости ВС V_w вычисляется по следующей формуле [12] (рис. 8):

$$V_w = V \cos \psi \pm W \sin \varepsilon; \sin \psi = (W/V) \sin \varepsilon, \quad (19)$$

где V – значение воздушной скорости ВС;

W – скорость ветра;

ψ – угол сноса;

ε – угол, описывающий направление ветра.

В формуле (19) при попутном ветре необходимо использовать знак «плюс», при встречном ветре – знак «минус».

Продолжительность времени $t_{(5.1)}$, имеющегося для выполнения съемки участка, с учетом влияния ветра на путевую скорость ВС в соответствии с выражением (19) определяется по формуле

$$t_{(5.1)} = t_f - (t_o^+ + t_o^-) - k t_t, \quad (20)$$

где t_o^+ , t_o^- – продолжительность полетов ВС до удаленного участка и обратно (без выполнения съемки):

$$t_o^+ = D/V_{w^+}; \quad t_o^- = D/V_{w^-}$$

По сравнению с рассмотренными вариантами (3.4) и (4.1) требуется изменение решаемой системы уравнений также в отношении определения длины участка L_x :

$$L_x = \left(\left(V \left(t_f - (t_o^+ + t_o^-) - k t_t \right) \right) / k \right) - 2P. \quad (21)$$

В результате преобразований полученной системы формируется результирующее уравнение, в котором в качестве переменной рассматривается число маршрутов k :

$$e B_y k^2 + (e l_y - 3e B_y + V t_t + 2P)k - V (t_f - (t_o^+ + t_o^-)) = 0. \quad (22)$$

Решение для модели ААС, получаемое на основе уравнения (22), позволяет оценить число маршрутов k , покрывающих участок, и рассчитывается по формуле

$$k_{(5.1)} = \left[\frac{\sqrt{(e l_y - 3e B_y + V t_t + 2P)^2 + 4e B_y V (t_f - (t_o^+ + t_o^-))} - (e l_y - 3e B_y + V t_t + 2P)}{2e B_y} \right]. \quad (23)$$

Для удобного сравнения разработанные базовые варианты модели ААС представлены в табл. 1.

Таблица

Содержание рассмотренных аналитических моделей ААС, ориентированных на оценивание показателя результативности аэросъемки S

Вариант	Система уравнений	Аналитическое решение системы уравнений
(1.1)	$\begin{cases} L_x = (V t_f - 2D)/k \\ L_y = k l_y \\ L_x = e L_y \end{cases}$	$e l_y k^2 - (V t_f - 2D) = 0$ $k_{(1.1)} = \left\lfloor \sqrt{\frac{V t_f - 2D}{e l_y}} \right\rfloor$
(2.3)	$\begin{cases} L_x = (V(t_f - k t_t) - 2D)/k \\ L_y = k l_y \\ L_x = e L_y \end{cases}$	$e l_y k^2 + V t_t k - (V t_f - 2D) = 0$ $k_{(2.3)} = \left\lfloor \frac{\sqrt{(V t_f)^2 + 4 e l_y (V t_f - 2D)} - V t_f}{2 e l_y} \right\rfloor$
(3.4)	$\begin{cases} L_x = (V(t_f - k t_t) - 2D)/k \\ L_y = k l_y \\ L_x = e L_y \end{cases}$	$e B_y k^2 + (e l_y - 3 e B_y + V t_t) k - (V t_f - 2D) = 0$ $k_{(3.4)} = \left\lfloor \frac{\sqrt{(e l_y - 3 e B_y + V t_t)^2 + 4 e B_y (V t_f - 2D)} - (e l_y - 3 e B_y + V t_t)}{2 e B_y} \right\rfloor$
(4.1)	$\begin{cases} L_x = \frac{V(t_f - k t_t) - 2D}{k} - 2P \\ L_y = l_y + B_y(k - 3) \\ L_x = e L_y \end{cases}$	$e B_y k^2 + (e l_y - 3 e B_y + V t_t + 2P) k - (V t_f - 2D) = 0$ $k_{(4.1)} = \left\lfloor \frac{\sqrt{(e l_y - 3 e B_y + V t_t + 2P)^2 + 4 e B_y (V t_f - 2D)}}{2 e B_y} - \frac{(e l_y - 3 e B_y + V t_t + 2P)}{2 e B_y} \right\rfloor$
(5.1)	$\begin{cases} L_x = \frac{V(t_f - (t_o^+ + t_o^-) - k t_t)}{k} - 2P \\ L_y = l_y + B_y(k - 3) \\ L_x = e L_y \end{cases}$	$e B_y k^2 + (e l_y - 3 e B_y + V t_t + 2P) k - V(t_f - (t_o^+ + t_o^-)) = 0$ $k_{(5.1)} = \left\lfloor \frac{\sqrt{(e l_y - 3 e B_y + V t_t + 2P)^2 + 4 e B_y V(t_f - (t_o^+ + t_o^-))}}{2 e B_y} - \frac{(e l_y - 3 e B_y + V t_t + 2P)}{2 e B_y} \right\rfloor$

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ОЦЕНИВАНИЮ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ МНОГОМАРШРУТНОЙ АЭРОСЪЕМКИ

Для экспериментального исследования ААС, решающей задачу многомаршрутной съемки удаленного участка, выбраны:

– характеристики условно-реального ВС с ОЭК:

$$V = 150 \text{ км/ч}; t_f = 10 \text{ с}; a = 36 \text{ мм}; t_t = 0/60 \text{ с}; f = 50 \text{ мм};$$

– параметры оптико-электронной съемки и предъявляемые требования к перекрытию снимков:

$$H = 1 \text{ км}; p = 0/20/25/30/35/40 \text{ \%};$$

– свойства удаленного съемочного участка:

$$D = 50/100/150/200/.../550 \text{ км}; e = 1/1,5/2/2,5/3/3,5/4/4,5/5/.../10;$$

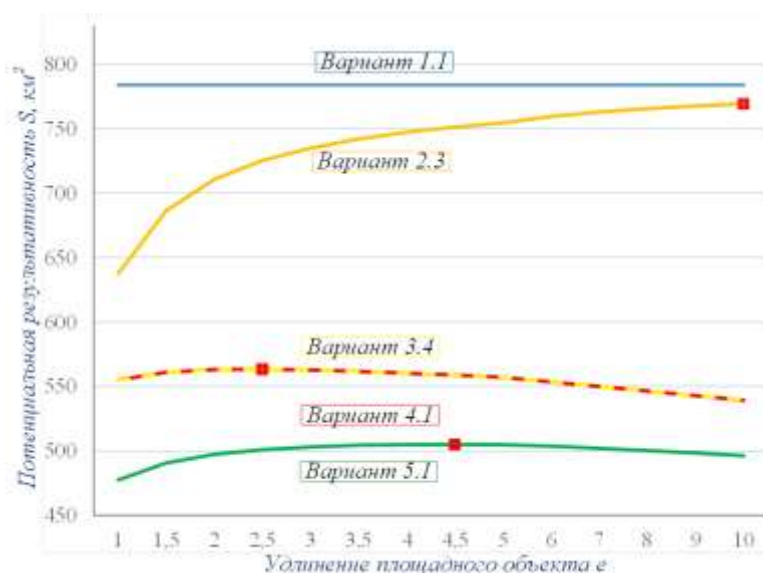
– параметры ветра:

$$W = 20 \text{ м/с}; \varepsilon = 0^\circ/30^\circ.$$

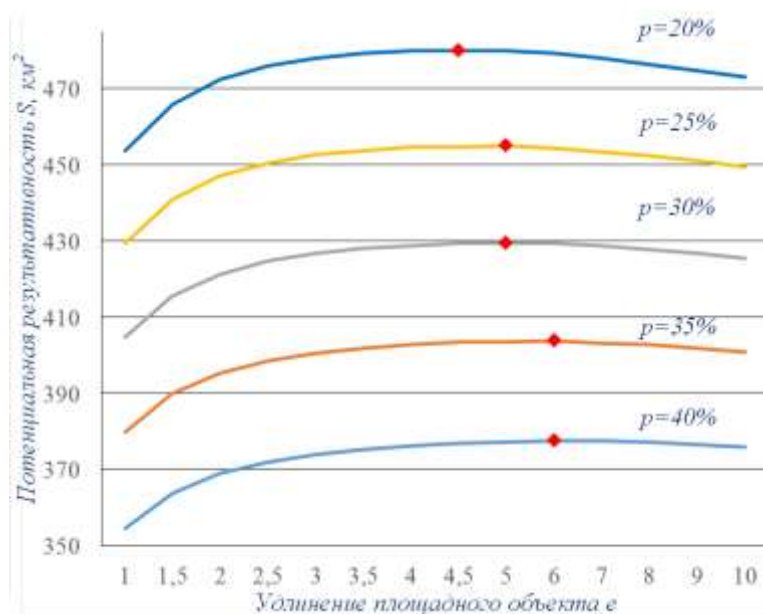
Общий для всех вариантов ААС порядок вычислений при конкретно выбранной модели основывается на расчете целого числа полных маршрутов k по соответствующей формуле.

Выражения для определения промежуточных параметров, необходимых для вычисления числа маршрутов k , представлены в описаниях вариантов модели. В последующем производится вычисление длины L_x и ширины L_y удаленного участка по выражениям, представленным в исходной системе уравнений для каждого варианта модели. Показатель результативности, принятый в качестве частного показателя эффективности аэросъемки, во всех вариантах рассчитывается по формуле (6).

Отдельные результаты выполненных вычислений представлены на рис. 7.



а)



б)

Рис. 7. Зависимости результативности многомаршрутной съемки от удлинения участка:
а – для разных вариантов; б – для разного значения перекрытия, вариант (5.1)

Показано, что более полный учет факторов выполнения задачи ААС снижает теоретическую результативность многомаршрутной съемки. Оценку результативности, получаемую с использованием варианта (1.1), можно рассматривать как теоретический максимум отснятой площади для предельно идеализированной ААС. При более полном учете факторов проявляется нелинейность зависимости результативности, в частности, от удлинения участка. При

учете потерь времени на развороты ВС, вариант (2.3), зависимость приобретает вид монотонно возрастающей с приближением к выявленному теоретическому пределу, который оценивает вариант модели (1.1). В свою очередь, учет необходимой избыточности съемки, описываемой перекрытием снимков и другими требованиями к фотограмметрическому качеству материалов, определяет вид зависимости с присутствием максимума значения показателя (отмечены на графике, рис. 7,б).

Пример поверхности решений, представленный на рис. 8, показывает возможность выполнения анализа ААС, с отбором не только пригодных вариантов использования ВС, а также с определением оптимального и превосходного варианта системы [4].

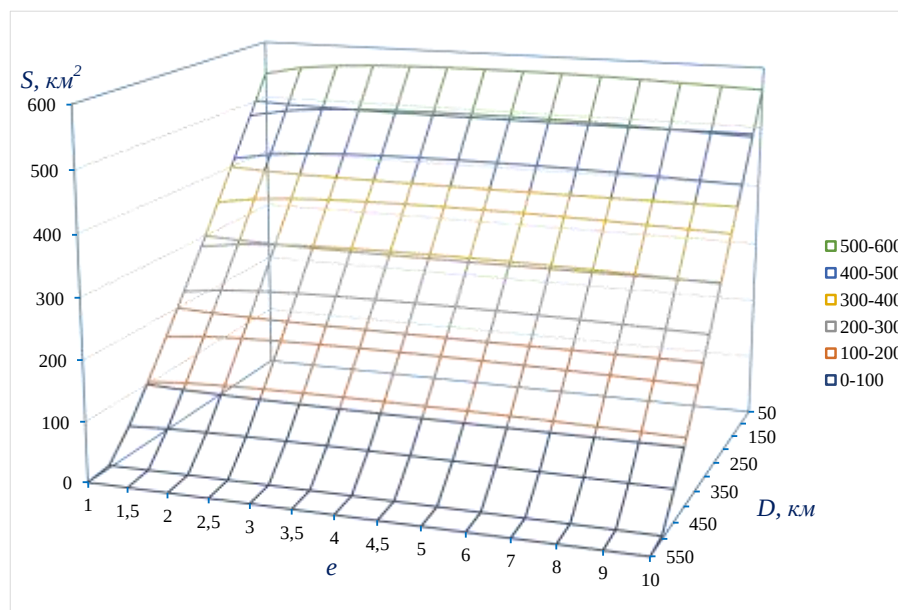


Рис. 8. К решению задачи квалиметрии вариантов ААС

В частности, при большой удаленности участка D (например, более 550 км) выполнение аэросъемки в принципе невозможно, что свидетельствует о рассмотрении непригодного варианта ААС. При меньшей удаленности участка система является пригодной. Кроме того, в исследованном диапазоне значений удлинения e находятся максимумы результативности аэросъемки, что позволяет определить условия для оптимальной аэросъемки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный подход к формализации автоматизированной авиационной системы и формированию вариантов ее математической модели позволили получить решения для оценивания результативности многомаршрутной съемки для разнообразных условий применения и с разной сложностью реализации вычислений. Проработка используемых ограничений и допущений обеспечила нахождение требуемого ответа через решение алгебраических квадратных уравнений при всех вариантах модели системы. Выполненный эксперимент, основанный на параметрах условно реальной системы, подтвердил реализуемость представленных аналитических моделей. С использованием простой модели автоматизированной авиационной системы можно получить оптимистичную оценку результативности – ее верхний теоретический предел. Более сложные варианты модели системы обеспечивают более реалистичное оценивание этого показателя и проявляют возможность выбора оптимальных параметров многомаршрутной съемки.

Таким образом, на основе выполненных исследований проведено прикладное оценивание эффективности многомаршрутной аэросъемки и показана возможность решения задач каллиметрии по определению пригодных, оптимальных и превосходных вариантов автоматизированной системы для выполнения многомаршрутной аэросъемки.

Список использованных источников

1. Принципы и примеры использования технологии дистанционного зондирования в информационном обеспечении инфраструктур пространственных данных / А. Н. Григорьев [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 664. – С. 51–59.
2. Зайцев В. В. Практические аспекты обработки материалов многомаршрутной тепловизионной съемки // Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка. – 2023. – Т. 67, № 5. – С. 107–125.
3. Обоснование выбора структуры и параметров проектируемой авиационной системы наблюдения на основе оценивания потенциальной производительности совместной многомаршрутной съемки / А. Н. Григорьев [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 84–93.
4. Петухов Г. Б., Якунин В. И. Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем. – М. : АСТ, 2006. – 504 с.
5. Чичкова Е. Ф., Кочин Д. А., Рогачев С. А. Информационно-аналитический сервис: подход к анализу геопро пространственных данных спутникового мониторинга // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2024. – Т. 67, № 4. – С. 375–379.
6. Частные показатели эффективности применения беспилотных летательных аппаратов при ведении аэросъемочных работ / А. Н. Григорьев [и др.] // Материалы Всероссийской научно-практической конференции (Иркутск, 22–23 мая 2018 г.). – Иркутск : Изд-во Института географии им. В. Б. Сочавы СО РАН, 2018. – С. 55–59.
7. Оценка фитосанитарного состояния полей Самарского полигона по данным эшелонированного мониторинга / Д. А. Грядунов [и др.] // Исследование Земли из космоса. – 2022. – № 5. – С. 74–86.
8. Подходы к анализу и синтезу беспилотной авиационной системы в задаче исследования аэрофотосъемки площадного объекта / А. Н. Григорьев [и др.] // Наукоемкие технологии. – 2021. – Т. 22, № 3. – С. 78–88.
9. Подход к оцениванию возможностей многомаршрутной съемки объекта мониторинга с учетом потерь времени при использовании воздушного средства / А. Н. Григорьев [и др.] // Материалы VI Всероссийской научной конференции «Проблемы военно-прикладной геофизики и контроля состояния природной среды». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2020. – С. 310–315.
10. Зайцев В. В. Процедуры прикладной радиометрической коррекции тепловизионных снимков при формировании ортофотопланов местности по материалам аэросъемки // Известия вузов. Геодезия и аэрофотосъемка. – 2021. – Т. 65, № 3. – С. 282–291.
11. Методика выбора оптимальной компоновки оптико-электронного бортового комплекса в задаче воздушного мониторинга площадного объекта / А. Н. Григорьев [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 659. – С. 276–286.
12. Моисеев В. С. Основы теории эффективного применения беспилотными летательными аппаратами : моногр. – Казань : Редакционно-издательский центр «Школа», 2015. – 444 с. (Современная прикладная математика и информатика).

Я. С. Докучаев¹,

кандидат технических наук;

С. В. Максимович¹;

А. Л. Федер²,

доктор военных наук, доцент;

Г. А. Юрин¹

¹ Военная академия Воздушно-космической обороны
имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова, г. Тверь.

² Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ ИНФОРМАТИВНОСТИ ПРИЗНАКОВ РАСПОЗНАВАНИЯ КЛАССА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В статье предложен алгоритм вычисления весовых коэффициентов признаков распознавания, определяющих их информативность (важность), для последующей оптимизации признакового пространства при распознавании класса летательного аппарата по принципу «самолет с турбореактивным двигателем – самолет с турбовинтовым двигателем – вертолет – ракета – беспилотный летательный аппарат».

Ключевые слова: весовые коэффициенты признаков, важность признаков, информативность, дерево решений, индекс Джини, распознавание, признаки.

ВВЕДЕНИЕ

При разработке алгоритма распознавания класса летательного аппарата (ЛА), возникла необходимость в составлении словаря признаков, по которому будет осуществляться распознавание по принципу «самолет с турбореактивным двигателем (ТРД) – самолет с турбовинтовым двигателем (ТВД) – вертолет – ракета – беспилотный летательный аппарат (БпЛА)». При формировании признакового пространства необходимо найти достаточное количество признаков. Такой процесс называется селекцией (отбором) признаков, целью которой является удаление из признакового пространства избыточных и нерелевантных (шумовых) признаков. Это необходимо по следующим причинам:

- интерпретация (от чего и как зависит ответ алгоритма распознавания);
- быстроедействие алгоритма (избыточное количество признаков приводит к замедлению работы алгоритма);
- борьба с переобучением инструмента машинного обучения, применяемого в качестве решающего правила;
- повышение качества решения задачи распознавания алгоритмом (удаление шумовых признаков).

В [1] обоснован словарь признаков (высотно-скоростные, спектральные и траекторные статистические характеристики (ТСХ) [2]) распознавания класса ЛА. Алгоритм, в основу которого положен такой словарь признаков, позволяет распознавать класс ЛА с вероятностью правильного распознавания не ниже 0,95. Однако не всегда понятно, какие признаки вносят существенный вклад (информативность) при распознавании класса ЛА.

Исходя из этого, произведем вычисление весовых коэффициентов для словаря признаков, в состав которого входят следующие семь признаков:

- 1) скорость полета ЛА;
- 2) высота полета ЛА;
- 3) наличие отсчетов доплеровской частоты, обусловленных отражением радиолокационного сигнала (РЛ) от вращающихся лопаток компрессора низкого давления самолета с ТРД;

- 4) наличие отсчетов доплеровской частоты, обусловленных отражением РЛ сигнала от вращающихся элементов силовой установки вертолета;
- 5) наличие отсчетов доплеровской частоты, обусловленных отражением РЛ сигнала от лопастей вертолета;
- 6) наличие отсчетов доплеровской частоты, обусловленных отражением РЛ сигнала от винтов самолета с ТВД;
- 7) траекторные статистические характеристики.

Показателем информативности (важности) каждого признака является его весовой коэффициент, под которым понимается числовая оценка его различающей способности [3]. Значения данных коэффициентов всегда положительны, находятся в диапазоне от 0 до 1 и в сумме равны 1 (независимо от количества признаков).

В статье предложен алгоритм вычисления весовых коэффициентов признаков распознавания, определяющих их информативность (важность), при распознавании класса ЛА по принципу «самолет ТРД – самолет с ТВД – вертолет – ракета – БпЛА».

АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ ИНФОРМАТИВНОСТИ ПРИЗНАКОВ РАСПОЗНАВАНИЯ. ОСНОВЫ ОЦЕНКИ ИНФОРМАТИВНОСТИ

Суть алгоритма вычисления весовых коэффициентов заключается в построении композиции (ансамбля) деревьев решений (ДР), с помощью которых происходит классификация ЛА по значениям признаков распознавания (значения признаков содержатся в массиве данных (выборке)). Каждое ДР (вид которого представлен на рис. 1) выполняет выбор признака, выбирая соответствующие точки (пороги) разделения по нему. Эта информация используется для оценки важности каждого признака. Чем чаще признак используется в точках разделения дерева, тем важнее признак. Для оценки важности признаков распознавания ансамбля ДР производится усреднение весовых коэффициентов словаря признаков каждого дерева из ансамбля.

Далее рассмотрим общий порядок вычисления весовых коэффициентов признаков распознавания. Вычисление произведем на основе выборки, состоящей из 5000 примеров, с помощью ансамбля ДР, в который входит 100 деревьев (по 50 примеров для каждого ДР). В качестве примера рассмотрим порядок построения одного ДР для определения информативности (важности) словаря из семи признаков [1], по которым осуществляется распознавание пяти классов ЛА по предложенному выше принципу.

На схеме ДР (рис. 1), поясняющей принцип его работы, обозначены:

x_j – признак распознавания (где $j = 1 \dots J$, $J=7$ – количество признаков распознавания);

θ_j – пороговое значение признака x_j ;

N , $N_{\text{прав.}}$, $N_{\text{лев.}}$ – выборки, попавшие в текущие вершины (узел) дерева ($N = 50$);

$gini$ – переменная, которая принимает значение индекса Джини в каждом из узлов дерева;

$G(N)$, $G(N_{\text{прав.}})$, $G(N_{\text{лев.}})$ – количественное значение индекса Джини, для набора данных корневого узла, правого и левого дочерних узлов;

$sample$ – переменная, которая принимает значение общего количества примеров в узле (корневом N , правом дочернем узле $N_{\text{прав.}}$, левом дочернем узле $N_{\text{лев.}}$);

$value$ – переменная, которая принимает значение количества примеров в узле (корневом N , правом дочернем узле $N_{\text{прав.}}$, левом дочернем узле $N_{\text{лев.}}$) по классам q_k (где $k = 1 \dots K$, $K = 5$ – количество классов ЛА).

Построение дерева решений для оценки важности признаков основано на выборе одного из семи признаков распознавания x_j , по которому происходит разделение выборки (набора данных) корневого узла, правого и левого дочерних узлов [3].

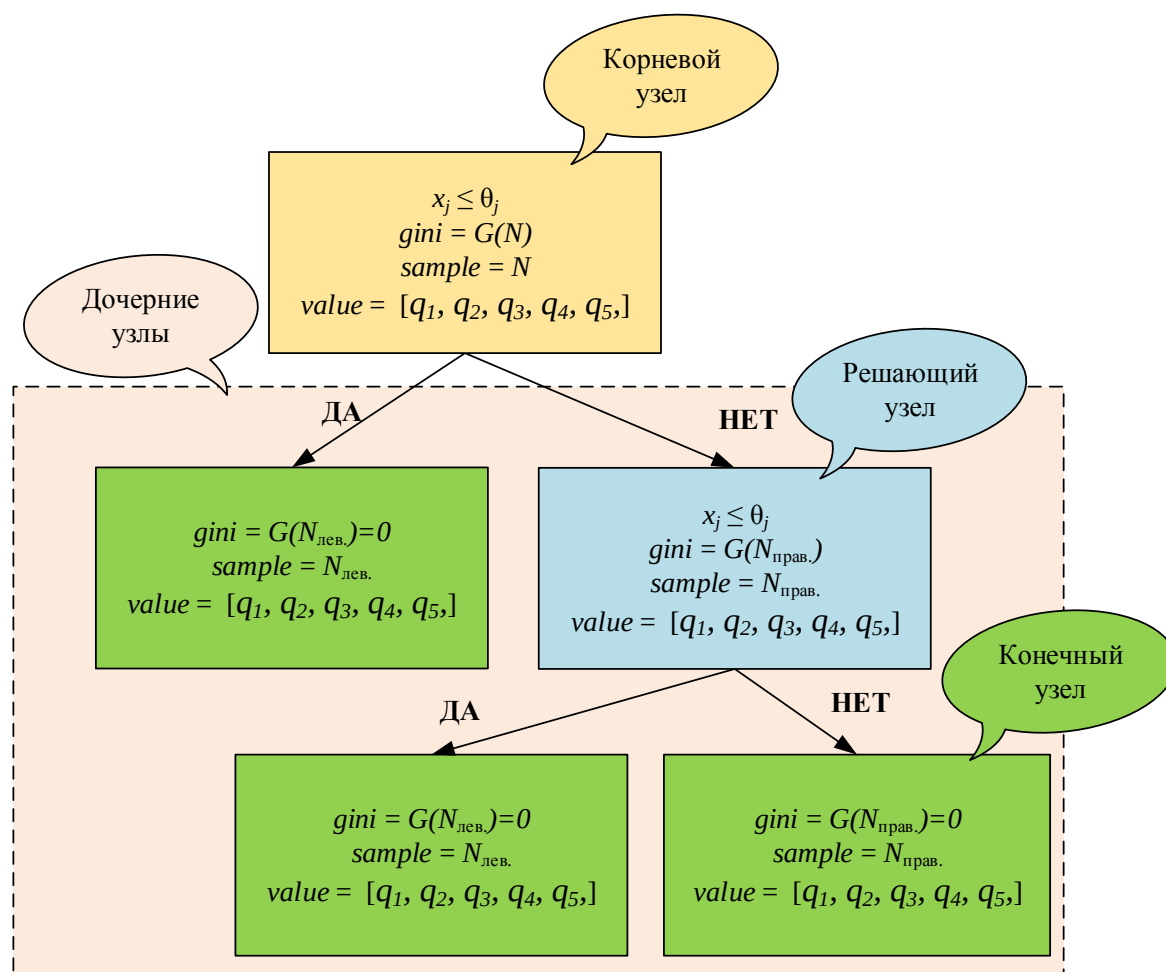


Рис. 1. Дерево решений для оценки информативности признаков распознавания класса ЛА

Набор данных (выборка) в общем виде представляет собой:

$$\begin{vmatrix} x_{11} & x_{12} & \dots & x_{17} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_{vj} & x_{vj} & \dots & x_{vj} \end{vmatrix}$$

где $v = 1 \dots V$, V принимает значение N , $N_{\text{прав.}}$, $N_{\text{лев.}}$, в зависимости от рассматриваемого узла дерева.

В нашем примере выборка для одного ДР, будет иметь размер 50×7 .

Количество значений v признака x_j в выборке соответствует количеству примеров в узле (корневом N , правом дочернем узле $N_{\text{прав.}}$, левом дочернем узле $N_{\text{лев.}}$).

Выбор признака для разделения может происходить по различным критериям, например, критерию информативности: индексу Джини или энтропии (общий вид представлен на рис. 2).

На графике критерия информативности (индекса Джини и энтропии) по оси абсцисс – показана вероятность p положительного решения о q -м классе ЛА, а по оси ординат – критерий информативности (I – энтропия, G – индекс Джини). Эти критерии показывают «чистоту» подвыборок $N_{\text{прав.}}$, $N_{\text{лев.}}$, которые получаются после разделения выборки N , и на основе этого выбираются наилучшие признаки. На практике в качестве критерия информативности выбирают индекс Джини, так как вычисление его значения происходит гораздо быстрее, чем энтропии и его значения практически не отличаются от значения энтропии.

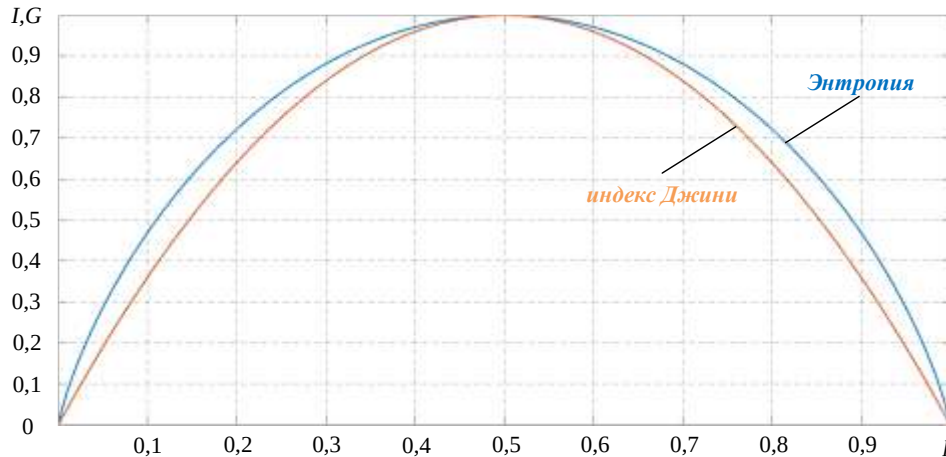


Рис. 2. График критерия информативности (индекса Джини и энтропии)

Рассмотрим алгоритм оценки важности признаков распознавания класса летательного аппарата, включающий два этапа.

Этап 1 (построение ДР).

Шаг 1. Выбирается пороговое значение θ_j для признака x_j на основе критерия информативности (в нашем случае индекса Джини). Пороговое значение должно быть выбрано оптимальным, т. е. необходимо осуществить перебор всех v значений признака x_j в выборке N и найти то, при котором индекс Джини, при разделении по этому признаку, минимален. Значение индекса Джини вычисляется по формуле

$$G = 1 - \sum_{k=1}^K p_k^2 \rightarrow \min, \quad (1)$$

где p_k – доля объектов, относящихся к классу q для конкретного узла (суммирование идет по всем классам), которая вычисляется по формуле

$$p_k = \frac{q_k}{V}. \quad (2)$$

Итогом этого шага является формирование корневого узла (см. рис. 1) и определение оптимального порогового значения признака j для разделения выборки N .

Шаг 2. Выборка N разбивается на две части ($N_{\text{лев.}}$ и $N_{\text{прав.}}$): классы ЛА q , у которых v значение j признака распознавания меньше или равно порогу θ_j и классы ЛА, у которых значения признака больше порога θ_j , т. е.:

$$N_{\text{лев.}} = \{x_v \in N \mid x_{vj} \leq \theta_j, v = 1 \dots N\}; N_{\text{прав.}} = \{x_v \in N \mid x_{vj} > \theta_j, v = 1 \dots N\}. \quad (3)$$

Результатом этого шага является 1-й слой дочерних узлов (см. рис. 1).

Шаг 3. Значения v признака x_j сравниваются с порогом θ_j , минимизируя функцию уменьшения неоднородности каждого j -го признака:

$$I_j(N, x_j, \theta_j) = G(N)N - G(N_{\text{лев.}})N_{\text{лев.}} - G(N_{\text{прав.}})N_{\text{прав.}} \rightarrow \max. \quad (4)$$

Индекс Джини (1) минимален (и обращается в ноль) только тогда, когда все объекты в выборке $N_{\text{прав.}}$, $N_{\text{лев.}}$ принадлежат одному классу q . При построении дерева перебираются все признаки из выборки и для каждого признака перебираются пороги. Для каждой пары признак-порог вычисляется и выбирается пара, соответствующая максимальному значению (4), которое называется уменьшением неоднородности по этому признаку на этом разделении [4].

Шаг 4. Для каждой из двух полученных подвыборок $N_{\text{прав.}}$ и $N_{\text{лев.}}$ рекурсивно повторяются шаги 1–3 до тех пор, пока все объекты не будут принадлежать одному классу q .

Шаг 5. В листе дерева (конечный узел) выводится ответ – класс ЛА.

Этап 2 (вычисление важности признака распознавания).

После построения ДР осуществляется вычисление важности каждого признака распознавания, в следующем порядке.

Шаг 1. Вычисляются весовые коэффициенты I_{Bj} для каждого признака как сумма функций уменьшения неоднородностей $I_j(N, x_j, \theta_j)$ по признаку x_j в каждом разделении ДР, где участвовал данный признак, по формуле

$$I_{Bj} = \sum_{r=1}^R I_{rj}(N, x_{rj}, \theta_j), \quad (5)$$

где $r = 1 \dots R$, R – количество разделений в ДР по признаку x_j .

Значение данной суммы в виде I_{Bj} является важностью (весовым коэффициентом) каждого признака x_j .

Шаг 2. Вычисляется сумма всех весовых коэффициентов I_{Bj} по формуле

$$I_{\Sigma} = \sum_{j=1}^J I_{Bj}. \quad (6)$$

Данная сумма необходима для последующего вычисления нормированного значения важности (весового коэффициента) каждого признака x_j .

Шаг 3. Производится нормирование значения важности (весового коэффициента) каждого признака по формуле

$$Z_j = \frac{I_{Bj}}{I_{\Sigma}}. \quad (7)$$

При оценке важности признаков с использованием ансамбля ДР производится усреднение значений Z_j каждого дерева решений в ансамбле.

В консоли среды разработки *Spyder* (рис. 3) представлены нормированные значения весовых коэффициентов для словаря из семи признаков, которые были получены при моделировании с использованием библиотеки *Scikit-learn* среды программирования *Python*.

```

Модель нейронной сети сохранена
fc1.weight      : 448 shape: (64, 7)
fc1.bias        : 64 shape: (64,)
fc2.weight      : 2048 shape: (32, 64)
fc2.bias        : 32 shape: (32,)
fc3.weight      : 160 shape: (5, 32)
fc3.bias        : 5 shape: (5,)
total           : 2757
[INFO] Register count_linear() for <class 'torch.nn.modules.linear.Linear'>.
flops: 2656000.0
Веса признаков распознавания:
Вес 1-го признака - [0.19257153]
Вес 2-го признака - [0.06170388]
Вес 3-го признака - [0.19185519]
Вес 4-го признака - [0.06274182]
Вес 5-го признака - [0.10777566]
Вес 6-го признака - [0.17761763]
Вес 7-го признака - [0.20573429]

```

Рис. 3. Весовые коэффициенты признаков распознавания

Как можно увидеть из рис. 3, самыми информативными признаками для рассматриваемого словаря являются скорость полета ЛА (признак № 1) и ТСХ (признак № 7).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования оценки информативности признаков распознавания класса летательного аппарата позволили:

- рассчитать весовые коэффициенты признаков распознавания, показывающие информативность каждого признака в сформированном словаре;
- выявить наиболее информативные (важные) признаки распознавания.

Таким образом, предложен один из возможных алгоритмов вычисления весовых коэффициентов признаков распознавания, определяющих их информативность (важность), при распознавании класса ЛА по принципу «самолет ТРД – самолет с ТВД – вертолет – ракета – БпЛА». Такой подход позволяет совершить отбор подмножества значимых признаков для построения модели в машинном обучении.

Список использованных источников

1. *Максимович С. В.* Обоснование словаря признаков распознавания для функционирования алгоритма распознавания класса летательного аппарата на основе совместного применения калмановской фильтрации и нейронной сети // XXIV Всероссийская научно-практическая конференция «Проблемы развития и применения средств противовоздушной обороны на современном этапе» : сб. ст. – Ярославль : ЯВВУ ПВО, 2023. – С. 163–170.

2. *Максимович С. В.* Признак распознавания класса воздушной цели на основе траекторных статистических характеристик реальных траекторных доплеровских портретов летательных аппаратов различного класса // V Всероссийская научно-практическая конференция «Актуальные вопросы состояния и перспектив развития вооружения, военной и специальной техники Воздушно-космических сил» : сб. науч. тр. – М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2023. – С. 237–239.

3. Теория и практика машинного обучения : учеб. пособие / В. В. Воронина [и др.]. – Ульяновск : УлГТУ, 2017. – 290 с.

4. *Дьяконов А. Г., Головина А. М.* Поиск закономерностей и важности признаков в данных // Журнал МГУ им. М. В. Ломоносова «Прикладная математика и информатика». – 2023. – № 61 (74). – С. 91–108.

В. С. Забузов,
кандидат технических наук;
И. В. Захаров,
доктор технических наук, доцент;
А. И. Мусаллам

МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ДЕГРАДИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ МОБИЛЬНОГО ОБЪЕКТА В УСЛОВИЯХ МАССИРОВАННЫХ ВНЕЗАПНЫХ СБОЕВ И ОТКАЗОВ

В публикации кратко проанализированы пути развития архитектуры бортовых вычислительных средств мобильных объектов, а также перспективы реконфигурируемых бортовых вычислительных сред. Отмечены особенности организации и функционирования бортовой информационно-вычислительной среды мобильного объекта на основе вычислительных модулей, реализованных на программируемых логических интегральных схемах (ПЛИС). Предложена модель функционирования бортовой информационно-вычислительной среды мобильного объекта с функциональным переназначением ее элементов в условиях внезапных массированных отказов. Приведены примеры результатов моделирования. Отмечены преимущества и целесообразность использования разработанной модели.

Ключевые слова: мобильный объект, бортовая вычислительная система, информационно-вычислительная среда, реконфигурация, ПЛИС.

ВВЕДЕНИЕ

Благодаря новейшим достижениям применение мобильных (подвижных) объектов с высокой степенью автономности и автоматизации (например, космических аппаратов, беспилотных летательных аппаратов) получило широкое распространение как в промышленном, так и в военном секторе. В настоящее время они используются во многих технических операциях, таких как развертывание беспроводных сетей, транспортировка, обнаружение и отслеживание объектов, наблюдение и мониторинг, дистанционное зондирование, картографирование и т. д. Все более активно применяются они, как известно, и в военном деле для решения широчайшего круга задач.

Основой построения бортовых комплексов управления современных мобильных объектов (МО) выступает, без сомнения, информационно-вычислительная техника. Это связано с тем, что бортовая аппаратура контролируется и управляется вычислительной платформой на борту. Такие неисправности, как ошибки определения положения и высоты, столкновения с препятствиями, неверная идентификация целей и т. п., происходят зачастую из-за ошибок вычислительных процессов. Несмотря на то, что существующие вычислительные платформы в целом решают возложенные задачи в штатных условиях функционирования, они не имеют существенного резерва надежности, отказоустойчивости и производительности. В результате значительная часть отказов и сбоев бортовой электроники приводит к срывам выполнения целевых задач и существенным функциональным ограничениям. Кроме того, перспективы ясно указывают на необходимость автономного решения задач управления в различных условиях обстановки, что неизбежно ведет к повышению сложности и объема задач, которые должны быть решены вычислительными средствами непосредственно на борту МО в режиме реального времени [1].

Большой нереализованный потенциал лежит в возможностях совершенствования архитектуры бортовой информационно-вычислительной среды (БИВС). Одним из наиболее перспективных направлений ее развития является интеллектуализация управления информационно-

вычислительными ресурсами МО в целях более эффективного выполнения его целевых задач в условиях массированных внезапных сбоев и отказов.

ПЕРСПЕКТИВЫ РЕКОНФИГУРИРУЕМЫХ СТРУКТУР ПРИ РАЗВИТИИ АРХИТЕКТУРЫ БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ

В качестве главных направлений улучшения характеристик БИВС традиционно выступают совершенствование электронной компонентной базы бортовой аппаратуры и развитие архитектурных решений.

Современные подвижные аэрокосмические объекты с помощью сложных математических алгоритмов решают задачи, предполагающие интенсивную вычислительную нагрузку (например, трудоемкую обработку изображений, обнаружение объектов в реальном времени). Аппаратное обеспечение БИВС состоит, как правило, из микроконтроллеров, программируемых вентильных матриц (FPGA), высокоскоростных многопроцессорных и многоядерных систем, графических процессоров (GPU), программируемых систем на кристалле (SoC-FPGA), специализированных коммерческих готовых электронных компонентов (COTS) и т. д. [2]. Однако особенности сферы применения и жесткие требования к бортовой аппаратуре не позволяют в полной мере использовать на борту электронные компоненты, подобные тем, которые лежат в основе сверхмощных наземных серверов и рабочих станций. Кроме того, стратегическим направлением развития аэрокосмической техники является необходимость применения отечественной компонентной базы.

Одним из наиболее актуальных путей совершенствования архитектуры информационно-вычислительных систем является параллелизм процессов управления, доступа к данным и обработки между модулями системы, связанный с повышением модульности и унифицированности технических и программных средств. Это позволяет получить ряд преимуществ [3]:

- совместное использование ресурсов вычислителей за счет элементов сетевого построения и гибкости функциональных связей между бортовыми вычислительными средствами;
- эффективное использование функциональной избыточности;
- наличие широких возможностей по управлению изменением режимов работы узлов и распределением задач, выработкой ресурса в различных условиях внешней среды и потоков поступающих задач;
- использование режимов высокой производительности для решения критически важных задач и компенсации отказов аппаратуры;
- использование ресурсосберегающих и пассивных режимов в условиях угрозы усиления внешних воздействующих факторов, их реализации и проявления последствий.

В основе данного подхода лежит многомодульное построение бортовых вычислителей с обеспечением информационной, алгоритмической и аппаратной совместимости модулей; функциональной способности одних модулей выполнить часть функций других, возможно, с худшим качеством (прежде всего основных критически важных функций управления системой), а также с обеспечением необходимой для этого связности структуры. При этом компенсируются недостатки высокой критичности ведущих структурных звеньев централизованных (иерархических) систем и специализированных узлов децентрализованных систем. Укажем, что и при централизации управления сам «центр управления» общей информационно-вычислительной средой может «мигрировать» между различными вычислителями, входящими в ее состав.

Весьма перспективным направлением реализации перечисленных принципов построения БИВС, с точки зрения авторов, является использование реконфигурируемых систем, которые нашли широкое применение в различных областях техники. Теория и практика реконфигурируемых вычислительных структур активно развиваются. Возможность адаптации структу-

ры вычислительной системы под структуру решаемой вычислительной задачи, т. е. создания в рамках универсальной вычислительной среды проблемно-ориентированных многопроцессорных структур, позволит повысить реальную производительность вычислительной системы на широком классе задач [4].

Появление программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) сверхвысокой степени интеграции, представляющих собой матрицу логических ячеек, за счет программирования и коммутации которых можно создавать аппаратные реализации различных вычислительных структур, дало новый толчок достаточно известной идее построения реконфигурируемых вычислительных систем [4]. Современные ПЛИС как системы на кристалле могут содержать различные процессорные ядра, встроенные цифровые сигнальные процессоры, блоки памяти и большое число конфигурируемых логических блоков, настраиваемых индивидуально для реализации проектных решений пользователя [5]. Так, например, графические процессоры традиционно используются для ускорения работы с изображениями. Благодаря их эффективности, вычислительным возможностям и низкому энергопотреблению по сравнению с традиционными вычислительными процессорами, они играют важную роль в проектах, связанных с авиацией и космонавтикой. Возможности параллельных вычислений графических процессоров часто используются для сжатия изображений на борту, необходимого для их передачи по каналу связи. В качестве примера использования ПЛИС можно привести систему ETL («извлечения, преобразования и загрузки») [6], управляющую процессами обмена информацией между бортовыми компонентами.

Будем считать, что БИВС мобильного объекта рассматриваемого класса в общем виде представляет собой гетерогенную конвергентную мультипроцессорную систему, оснащенную в своей основе вычислительными модулями (ВМ) – функциональными узлами на базе ПЛИС, позволяющими адаптировать их вычислительную структуру и коммутировать вычислительные потоки для решения определенных типов вычислительных задач (ВЗ), обеспечивая выполнение бортовым комплексом управления и целевой аппаратурой своих функций. В ходе функционирования мобильные объекты решают ряд целевых задач (ЦЗ) применительно к совокупности целевых объектов (ЦО). Степень достижения цели применения зависит от состава решенных ЦЗ. При этом предполагается возможность как одиночных, так и массированных отказов компонентов бортовой аппаратуры, необходимых для решения определенных ЦЗ.

Автономность управления функционированием БИВС обеспечивается тем, что решение о режимах функционирования ее компонентов принимается на борту в реальном масштабе времени алгоритмом управления вычислительными процессами. Для принятия этого решения на борту имеется информация о состоянии бортовой аппаратуры, а также об относительной важности решения ЦЗ по тем или иным ЦО с учетом текущей обстановки – вероятностно-временных характеристик возможных отказов, потребностей в ЦО и ЦЗ, потенциальной возможности решения задач другими МО группировки и т. д., что обеспечивает оперативность управления. Его превентивный характер заключается в том, что план вычислений формируется для множества ЦО, по которым предстоит выполнять ЦЗ.

Управление резервом аппаратуры за счет информационной и аппаратной избыточности обеспечит возможность оптимизации расходования ресурсов в неблагоприятных условиях, поскольку для работы по конкретному ЦО могут быть задействованы не все возможные функции (решены не все потенциально выполнимые ЦЗ) и не все компоненты БИВС. Управляемыми параметрами для работы по каждому ЦО выступают конфигурации, загружаемые в ПЛИС, реализующие соответствующие ВМ, и состав решаемых ЦЗ. Таким образом, в этом случае реконфигурация будет заключаться в автономном изменении:

- конфигураций ПЛИС, реализующих ВМ;
- параметров функционирования бортовых вычислителей (тактовой частоты, количества задействованных модулей);
- состава бортовых вычислителей, участвующих в решении целевых задач;

- процесса распределения программ целевых задач между вычислителями в зависимости от их состояния и требований к показателям качества их решения;
- состава самих целевых задач и порядка их решения, исходя из существующих и прогнозируемых условий обстановки.

ФОРМАЛИЗОВАННАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ДЕГРАДИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ МОБИЛЬНОГО ОБЪЕКТА В УСЛОВИЯХ ВНЕЗАПНЫХ МАССИРОВАННЫХ СБОЕВ И ОТКАЗОВ

Пусть исходные данные $\Theta = (TAR, APP, CAL, FU)$ описывают:

- множество целевых (функциональных) задач $FU = \{Fu_j | j = 1 \dots N_F\}$;
- множество компонентов бортовой аппаратуры $APP = \{App_k | k = 1 \dots N_A\}$;
- множество ВМ в составе БИВС $CAL = \{Cal_k | k = 1 \dots N_C\}$;
- множество ЦО на интервале планирования $TAR = \{Tar_i | i = 1 \dots N_T\}$.

Задача управления БИВС состоит в том, чтобы найти план $\Psi: L(\Psi, \Theta) \rightarrow \max$, обеспечивающий максимальный показатель достигаемого целевого эффекта – ожидаемой суммарной ценности выполненных задач при заданных параметрах $L = \sum_i \sum_j c_{ij} P_{ij}$, где P_{ij} – вероятность успешного выполнения Fu_j по Tar_i ; $\|c_{ij}\|_{N_T \times N_F}$ – скалярный показатель критичности выполнения функциональной задачи Fu_j по объекту Tar_i .

План функционирования БИВС представляется в виде $\Psi = (\Omega, \Xi)$: $\Omega = \|\omega_{ik}\|_{N_T \times N_C}$. Здесь по объекту Tar_i модуль Cal_k находится в конфигурации $Cf_{\omega_{ik}}$; $\Xi = \|\xi_{il}\|_{N_T \times M}$, где по объекту Tar_i вычислительная задача Tsk_l решается на модуле $Cal_{\xi_{il}}$.

Связь задач и компонентов бортовой аппаратуры описывается матрицей

$$\|a_{kj}\|_{N_A \times N_F}, a_{kj} = \begin{cases} 0, App_k \text{ необходим для решения задачи } Fu_j \\ 1, App_k \text{ не требуется для решения задачи } Fu_j. \end{cases}$$

Степень воздействия на компонент App_k и ВМ Cal_k при выполнении ЦЗ Fu_j по ЦО Tar_i задается в следующем виде:

$$\|p_{ijk}^{(s)}\|_{N \times N_T},$$

где $p_k^{(s)}$ – вероятность подавления (сбоя);

$$\|p_{ijk}^{(d)}\|_{N \times N_T},$$

где $p_k^{(d)}$ – вероятность вывода из строя (отказа).

Для множества вычислительных задач $Tsk = \{Tsk_l | l = 1 \dots M\}$ заданы производительность ВМ $\|\tau_{lk}\|_{N_V \times M}$, где τ_{lk} – время решения задачи Tsk_l на ВМ, находящемся в конфигурации Cf_k , а также интенсивность потока и директивное время вычислительных задач типа Tsk_l при выполнении целевой задачи Fu_j в виде матриц $\|\lambda_{lj}\|$, $\|\tilde{\tau}_{lj}\|$ соответственно.

Схема концептуальной модели функционирования деградирующей информационно-вычислительной среды мобильного объекта в условиях массированных внезапных сбоев и отказов представлена на рис. 1.

В целях моделирования информационно-вычислительных систем широко используется апробированный математический аппарат теории массового обслуживания [7, 8]. Его преимущества особенно проявляются при исследовании систем реального времени в условиях стохастических потоков вычислительной нагрузки, и потому наработанные подходы целесо-

образно задействовать при решении поставленной задачи. Так, среднее время выполнения задачи Tsk_l на ВМ Cal_k может быть найдено [7] при помощи формулы Полачека – Хинчина:

$$t_{lk} = \frac{\Lambda_k T_k^2}{2(1 - \Lambda_k T_k)} + \tau_{lk}, \quad (1)$$

где Λ_k – суммарная интенсивность потока задач на ВМ Cal_k , $\Lambda_k = \sum_{k:\xi_{il}=k} \lambda_{lj}$;
 T_k – среднее время решения (без учета ожидания в очереди) задач на ВМ Cal_k ,
 $T_k = \frac{1}{\Lambda_k} \sum_{k:\xi_{il}=k} \lambda_{lj} \tau_{lk}$.

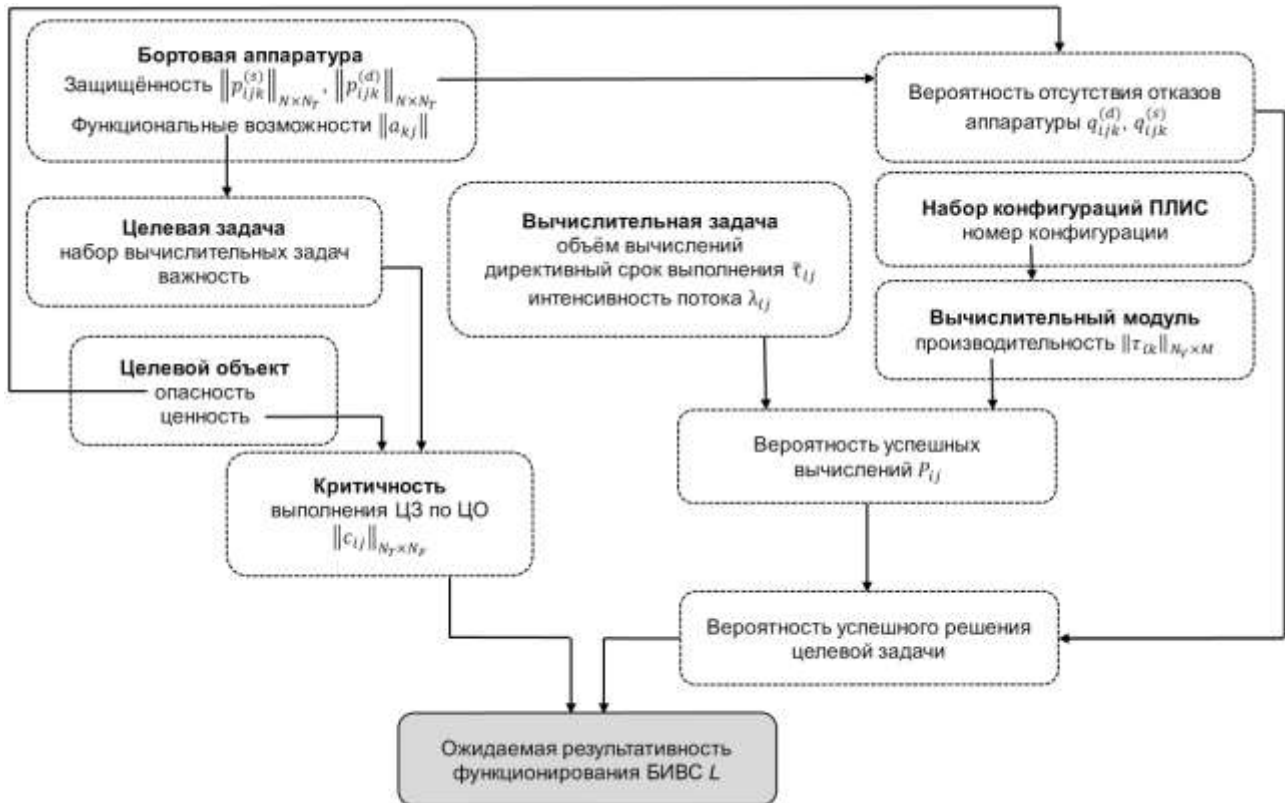


Рис. 1. Схема концептуальной модели функционирования деградирующей информационно-вычислительной среды мобильного объекта в условиях массированных внезапных сбоев и отказов

Рассчитав коэффициент загрузки ВМ $\rho_k = \Lambda_k T_k$, получим (например, при помощи формулы Кюна [8]) коэффициент вариации выходного потока $v_k = 1 + 2\rho_k v_\beta^2$, полагая входящий поток задач экспоненциальным и задавая v_β (в ходе исследований модели в большинстве случаев взято $v_\beta = 0,25$). Это позволит получить вероятность успешного решения l -й ВЗ [6, 7] за директивный срок:

$$p_l = P\{\hat{t}_{l\xi_{il}} \leq \tilde{\tau}_{lj}\} = \frac{1}{2} + \Phi_0\left(\frac{\tilde{\tau}_{lj} - t_{l\xi_{il}}}{v_{\xi_{il}} t_{l\xi_{il}}}\right), \quad (2)$$

где Φ_0 – функция Лапласа.

Кроме того, введем в рассмотрение матрицу:

$$\|x_{ij}\|_{N_T \times N_F}, x_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{задача } Fu_{ij} \text{ выполняется по объекту } Tar_i \\ 0, & \text{задача } Fu_{ij} \text{ не выполняется по объекту } Tar_i. \end{cases} \quad (3)$$

Содержимое матрицы (3), во-первых, может быть определено соответствующим управляющим воздействием (составом выполняемых программ), а, во-вторых, из $\sum_l \lambda_{lj} = 0$ следует $\chi_{ij} = 0$.

Для учета деградации БИВС при отказах ВМ и компонентов бортовой аппаратуры рекуррентно вычисляются вероятности их пребывания в работоспособном состоянии (для $i = 0$ они равны 1):

$$q_{ijk}^{(d)} = q_{(i-1)jk}^{(d)} \prod_j (1 - \chi_{ij} p_{ijk}^{(d)}). \quad (4)$$

Далее оценим вероятность успешного решения ЦЗ с учетом требуемой БА, ее сбоев и отказов:

$$P_{ij} = \prod_{a_{kj}=1} (1 - q_{ijk}^{(d)}) \cdot \prod_{a_{kj}=1} p_{ijk}^{(s)} \cdot \prod_{l: \lambda_{lj} > 0} p_l^{n_{lj}}, \quad (5)$$

где n_{lj} – необходимое для данной ЦЗ количество итераций выполнения ВЗ, $n_{lj} = \lambda_{lj} T_{\Sigma}$;
 T_{Σ} – общее время выполнения данной ЦЗ на данном ЦО.

Отсюда, согласно постановке задачи, приходим к оценке показателя достигаемого целевого эффекта (результативности функционирования БИВС) L :

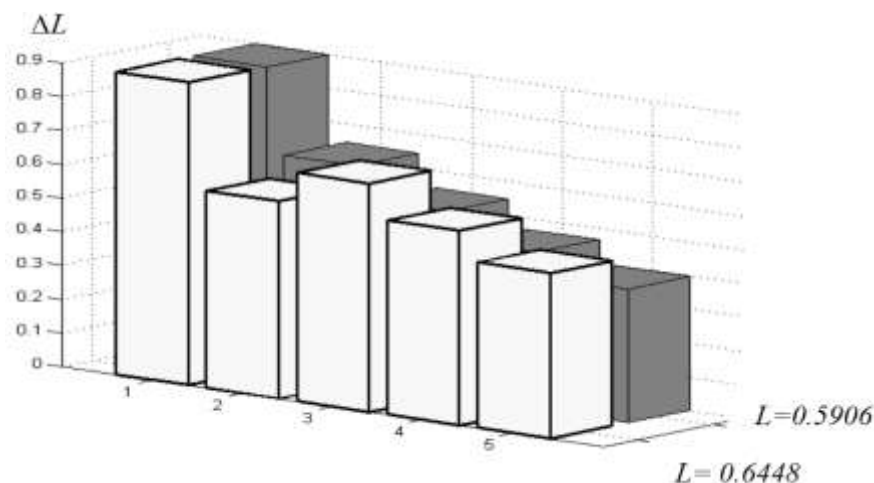
$$L = \sum_{i=1}^{N_T} \sum_{j=1}^{N_F} c_{ij} P_{ij}. \quad (6)$$

ПРИМЕР ОЦЕНИВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ МОБИЛЬНОГО ОБЪЕКТА

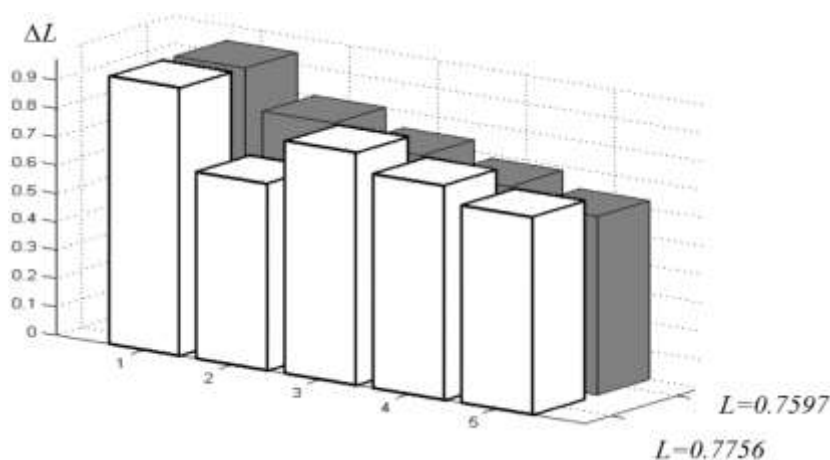
Разработанная модель алгоритмически и программно реализована в среде MatLab 7. Возьмем для простого примера следующие формализованные исходные данные. Пусть $N_T = 5$; $N_F = 4$; $N_A = 2$; $a_{kj} = 1$, $\forall k, j$. Для каждой ВЗ назначен ВМ, в который загружена соответствующая ей конфигурация ПЛИС: $N_C = N_V = M = 5$, при этом ЦЗ и ЦО однородны по ценности, ВЗ – по ресурсоемкости, ВМ – по возможности загрузки конфигураций и их производительности. Вероятности выхода из строя компонентов БИВС $p_{ijk}^{(d)} = p$; $p_{ijk}^{(s)} = 0$ для всех i, j , за исключением $p_{21k}^{(d)} = 5p$, $k=1, \dots, N$ (т. е., к примеру, зададим относительно опасным выполнение ЦЗ № 1 по ЦО № 2). Коэффициент вычислительной нагрузки составляет 50%, среднее время решения задачи – 25% директивного.

Графики на рис. 2 показывают примеры динамики математического ожидания результативности функционирования БИВС МО: вариант планирования работы БИВС в случае жесткого распределения задач и максимального задействования аппаратуры (сплошные столбцы диаграммы) сравнивается с вариантом планирования, при котором ЦЗ № 1 по ЦО № 2 не выполняется с целью ожидаемой экономии ресурса (прозрачные столбцы диаграммы).

Полученные оценки демонстрируют непротиворечивость результатов моделирования и теоретических соображений по анализу многомодульных реконфигурируемых вычислительных систем. Так, менее благоприятные условия функционирования дают больший проигрыш жесткого планирования относительно адаптивного (в приведенном примере соответственно 9% и 2%; при этом заметим, что сделанные допущения о значительной однородности параметров «сыграли» в сторону уменьшения величины этого проигрыша). Отсюда следует неоднозначность и сложность обоснования критериев выбора плана управления БИВС МО в условиях ее массированных сбоев и отказов, который должен строиться на основе прогнозирования деградации информационно-вычислительной структуры, учета условий функционирования и требований по выполнению целевых задач.



а)



б)

Рис. 2. Примеры динамики результативности функционирования информационно-вычислительной среды мобильного объекта:

$a - q = 0,02$; $b - q = 0,01$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Вопросы методологии проектирования и построения информационно-вычислительных систем с перестраиваемыми структурами не теряют своей актуальности. Известные исследования относятся прежде всего к достаточно жесткому планированию вычислительного процесса и априорным вариантам парирования отказов и сбоев на основе тривиальных схем резервирования. Основными особенностями предложенного подхода к автономному управлению деградирующими БИВС многофункциональных МО являются процессы реконфигурации ВМ и их связей с компонентами бортовой аппаратуры. Реконфигурация будет заключаться в автономном изменении конфигураций ПЛИС, реализующих ВМ, а также состава и параметров функционирования бортовых вычислителей, участвующих в решении целевых задач. Данный подход предполагает перенастройку системы не только по состоянию ее элементов в текущий момент времени, но и с учетом прогнозируемых изменений условий ее функционирования на последующих интервалах на основе сценарного подхода. Организация подобных систем позволит решать вопросы, связанные с обеспечением требуемых уровней оперативной готовности информационно-вычислительных ресурсов МО и показателей устойчивости вычислительных процессов на его борту.

Предложенная модель функционирования деградирующей БИВС МО в условиях массированных внезапных сбоев и отказов отличается совокупным учетом динамически меняющихся требований к решению целевых задач, ресурсоемкости вычислений и состояния деградирующей информационно-вычислительной структуры, а также учетом оперативной адаптации вычислительных структур на базе ПЛИС и коммутации информационно-вычислительных потоков в соответствии с типами вычислительных задач. Результаты оценивания показателей результативности функционирования многомодульных перестраиваемых вычислительных систем подтверждают ее более высокую адекватность в сравнении с ранее использовавшимися подходами. В то же время разработка конкретного алгоритма поиска оптимального (субоптимального) плана вычислительного процесса, обеспечивающего максимизацию целевого эффекта, относится к направлению дальнейшего исследования.

Список использованных источников

1. Басыров А. Г., Захаров И. В. Оценивание живучести бортовых вычислительных систем космических аппаратов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 651. – С. 139–148.
2. Ahmed F., Jenihhin M. Survey on UAV Computing Platforms: A Hardware Reliability Perspective // Sensors. – 2022. – № 22 (6286). – URL: <https://doi.org/10.3390/s22166286> (дата обращения: 23.10.23).
3. Басыров А. Г., Захаров И. В. Превентивное конфигурирование бортовых вычислительных систем космических аппаратов // Материалы докладов IV Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – С. 17–21.
4. Реконфигурируемые мультиконвейерные вычислительные структуры / И. А. Каляев [и др.] – Ростов н/Д. : Изд-во ЮНЦ РАН, 2008. – 320 с.
5. ПЛИС и параллельные архитектуры для применения в аэрокосмической области. Программные ошибки и отказоустойчивое проектирование / под ред. Ф. Кастеншмидта, П. Реха. – М. : Техносфера, 2019. – 325 с.
6. Analysis and Implementation of ETL System for Unmanned Aerial Vehicles / W. Medina-Pazmino1 [et al.]. // Proceedings of the International Conference on Information Technology & Systems (ICITS 2018), Advances in Intelligent Systems and Computing. – URL: https://doi.org/10.1007/978-3-319-73450-7_62 (дата обращения: 23.10.23).
7. Захаров И. В. Модель перестраиваемой бортовой вычислительной системы в условиях возможной деградации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 658. – С. 144–152.
8. Лепешкин С. А., Гончаренко В. А., Шульгин А. А. Моделирование и проектирование систем : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – Ч. 1 : Моделирование систем. – 244 с.

В. С. Забузов,
кандидат технических наук;
А. И. Мусаллам

ГЕНЕТИЧЕСКИЙ АЛГОРИТМ ПЛАНИРОВАНИЯ РЕКОНФИГУРАЦИИ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ МОБИЛЬНОГО ОБЪЕКТА

Поставлена задача выбора конфигураций бортовой информационно-вычислительной системы мобильного объекта с вычислительными модулями на базе программируемых логических интегральных схем. Отмечена целесообразность генетических алгоритмов как подхода к решению комбинаторной оптимизации большой размерности. Предложен способ формализации конфигураций бортовой информационно-вычислительной системы и режимов ее работы. Раскрыты особенности построения операторов генетического алгоритма применительно к решаемой задаче и его реализация. Приведен пример приложения разработанного алгоритма и показано, что он обладает достаточно высокой скоростью сходимости, а также отличается от известных подходов к управлению вычислительными процессами адаптацией генетического алгоритма субоптимального поиска для решения задачи многомерной оптимизации управления бортовой информационно-вычислительной системой с перестраиваемыми вычислителями на основе программируемых логических интегральных схем.

Ключевые слова: генетический алгоритм, программируемая логическая интегральная схема, реконфигурация.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ современного состояния противоборства в воздушной и космической сфере показывает резкое усиление роли мобильных объектов (МО) с высокой степенью автономности, решающих широкий ряд задач. Однако в ходе их эксплуатации выявляются существенная вероятность и высокая критичность отказов электронных компонентов на борту МО. Бортовые информационно-вычислительные системы МО обладают неоднородностью, которая предполагает их построение из модулей различной структуры, включающих функционально и параметрически различные элементы. Задача выбора перестраиваемой структуры вычислительной системы и ее конфигураций противоречива. Большой потенциал здесь лежит в сфере построения мультипроцессорных систем, оснащенных вычислительными модулями на базе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС), позволяющими адаптивно программировать их вычислительную структуру и коммутировать потоки вычислительных задач различных классов. Модели функционирования сложных информационно-вычислительных систем, как правило, достаточно сложны и трудоемки с точки зрения вычислительной реализации. Это существенно затрудняет решение оптимизационных задач, возникающих при управлении их функционированием. Жесткие требования к вычислительной сложности алгоритма управления предъявляются и вследствие специфики задач, решаемых МО военного и двойного назначения.

Генетические алгоритмы (ГА), входящие в класс методов эволюционного поиска, позволяют в ряде случаев достаточно эффективно решать оптимизационные задачи большой размерности [1]. Они успешно применяются в задачах, связанных с построением сложных систем. Основными достоинствами ГА являются:

- широкая область применения;
- возможность проблемно-ориентированного кодирования решений;
- пригодность для поиска в сложном пространстве решений большой размерности;
- отсутствие ограничений на вид целевой функции;
- ясность схемы и базовых принципов;

– интегрируемость с другими неклассическими парадигмами искусственного интеллекта, такими как искусственные нейросети и нечеткая логика.

Таким образом, характерные особенности бортовых информационно-вычислительных систем (БИВС) МО – вычислительная сложность моделей функционирования, большая мощность множества возможных решений по формированию управляющих воздействий и ограниченный срок для принятия решений в реальном масштабе времени – не позволяют использовать точные методы решения оптимизационных задач в полной мере. В то же время задачи комбинаторной оптимизации, многомерной оптимизации с мультимодальными целевыми функциями, а также задачи стохастической оптимизации подходят для решения с помощью эволюционных алгоритмов, однако требуют учета особенностей информационно-вычислительных систем рассматриваемого класса. В связи с вышесказанным для решения задачи планирования информационно-вычислительных процессов на борту МО представляется целесообразной разработка модифицированного генетического алгоритма.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПЛАНИРОВАНИЯ РЕКОНФИГУРАЦИИ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Процесс функционирования МО представляется как последовательность временных интервалов применения, или же целевых объектов, на которых МО решает некоторые целевые задачи (ЦЗ) из заданной совокупности. Выполнение конкретной ЦЗ по конкретному целевому объекту (на интервале) зависит от успешного решения при этом соответствующего ей набора вычислительных задач (ВЗ). Управление резервом аппаратуры за счет информационной и аппаратной избыточности с учетом возможности отказов компонентов бортовой аппаратуры, необходимых для решения определенных ЦЗ, обеспечивает возможность оптимизации расходования ресурсов в условиях массированных сбоев и отказов, приводящих к деградации структуры БИВС, а, следовательно, ее вычислительных возможностей и потенциальной результативности функционирования. Таким образом, возникает необходимость выбора конфигураций БИВС МО для множества интервалов применения (целевых объектов).

Суть задачи планирования реконфигурации БИВС состоит в следующем. Пусть имеется множество вычислительных модулей (ВМ) в составе БИВС $CAL = \{Cal_k | k = 1 \dots N_C\}$, каждый из которых может находиться в некоторой конфигурации Cf_k . Заданы множество вычислительных задач $TSK = \{Tsk_l | l = 1 \dots M\}$ и множество интервалов функционирования $TAR = \{Tar_i | i = 1 \dots N_T\}$.

Требуется найти план реконфигурации БИВС $\Psi = (\Omega, \Xi)$: $\Omega = \|\omega_{ik}\|_{N_T \times N_C}$, где при работе по объекту (интервалу) Tar_i модуль Cal_k находится в конфигурации $Cf_{\omega_{ik}}$; $\Xi = \|\xi_{il}\|_{N_T \times M}$, а вычислительная задача Tsk_l по объекту (интервалу) Tar_i решается на модуле $Cal_{\xi_{il}}$, такой, что $\Psi: L(\Psi, \Theta) \rightarrow \max$, где $L(\Psi, \Theta)$ – оценка показателя целевого эффекта. Оценивание показателя L целевого эффекта опирается на модель функционирования деградирующей БИВС МО в условиях массированных внезапных сбоев и отказов, описанную в [2, 3]. При этом в качестве показателя целевого эффекта рассматривается показатель интегральной результативности БИВС при заданных условиях функционирования для определенности нормированный: $0 \leq L \leq 1$.

Отметим, что для неоднородной системы количество способов конфигурирования ВМ составит m^N , где m – количество возможных конфигураций ВМ, а N – количество ВМ в структуре. Тогда количество способов распределения ВЗ по ВМ достигнет M^{N+1} , где M – количество типов ВЗ, а общее количество возможных планов по одному интервалу функционирования величины составит $m^N M^{N+1}$. Допустим, что исходный план предполагает по одной конфигурации на один тип ВЗ, т. е. $m = M$. Пример соответствующей вычисли-

тельной трудоемкости перебора конфигураций M^{2N+1} представим в табл. 1. Далее, если количество интервалов T , то общее количество формально возможных планов $M^{T(2N+1)}$. С учетом значительной трудоемкости решения поставленной задачи на практике целесообразно построить алгоритм поиска ее приближенного решения на базе ГА, преимущества которых были указаны выше.

Таблица 1

Оценка мощности множества формально допустимых конфигураций БИВС

$M=m$	$N=3$	$N=5$	$N=8$
2	128	2048	131072
5	78125	$4,8 \cdot 10^7$	$7,6 \cdot 10^{11}$
10	10^7	10^{11}	10^{17}

Суть ГА достаточно подробно изложена в ряде публикаций, например [1, 4]. Общая схема используемого ГА показана на рис. 1.

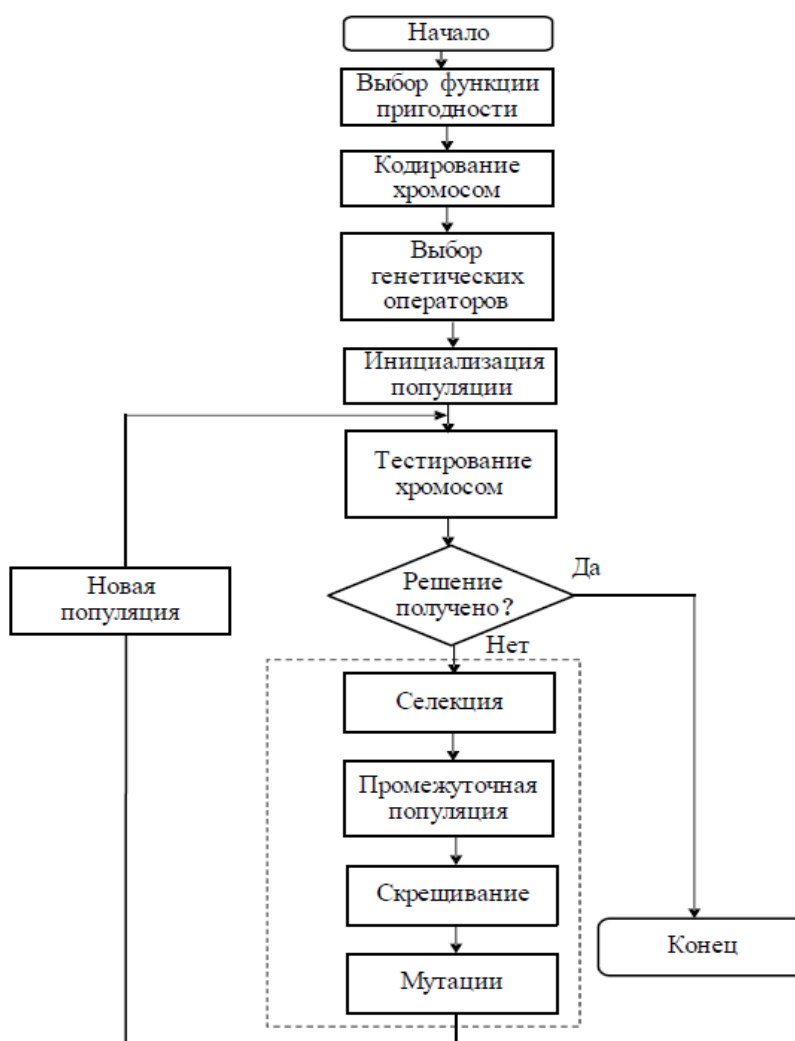


Рис. 1. Общая схема генетического алгоритма

ПОСТРОЕНИЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ПЛАНИРОВАНИЯ РЕКНОФИГУРАЦИИ БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ МОБИЛЬНОГО ОБЪЕКТА

Выбор конфигурации БИВС привязан к конкретному интервалу ее функционирования. Поэтому кодирование хромосом, соответствующих вариантам конфигураций БИВС, и построение операторов ГА осуществляются с учетом строго упорядоченного набора различных по математическому и физическому смыслу аргументов целевой функции. Это приводит, соответственно, к строгой упорядоченности генов хромосомы, что, в свою очередь, отличает модифицированный алгоритм от более простых приложений ГА.

Кроме того, требуется подобрать параметры ГА, обеспечивающие его приемлемую трудоемкость. Известно, что варьирование параметрами генетических операторов позволяет изменять характер поиска на «преимущественно случайный», «случайно-направленный», «направленно-случайный», «преимущественно направленный» (как показано в [5]). Это обусловлено необходимостью реализации алгоритма в условиях жестких ограничений по требуемой оперативности решения задачи и доступной вычислительной мощности.

Итак, предложено следующее построение хромосомы и генетических операторов, отличающееся от используемых при решении близких задач [4, 6, 7].

Структура хромосомы, описывающая функционирование БИВС по одному целевому объекту (интервалу), состоит из двух типов информации: распределения ВЗ по ВМ и конфигурации ВМ. Объединяя по порядку хромосомные структуры каждого интервала функционирования, получим хромосому, описывающую вариант плана функционирования БИВС, как показано на рис. 2. Отметим, что длина хромосомы определяется произведением количества интервалов на сумму количества ВМ и количества ВЗ.

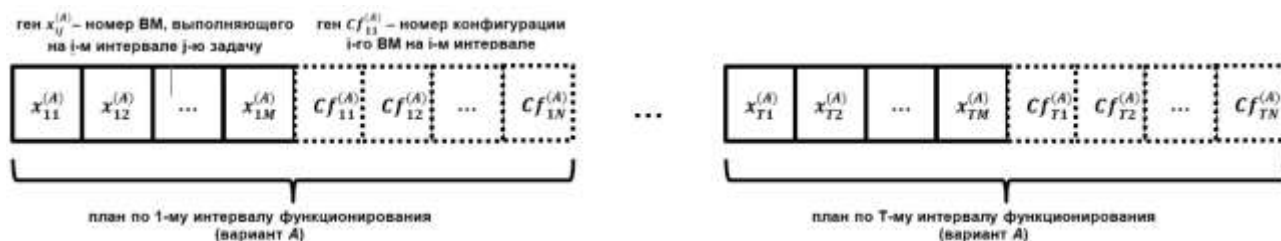


Рис. 2. Схема кодирования варианта плана реконфигурации

В результате проведенных экспериментов эмпирически выбран следующий способ построения генетических операторов отбора (селекции), кроссинговера (рекомбинации) и мутации. Популяция разбивается на несколько групп. Из каждой группы случайным образом выбираются три хромосомы, затем среди них выбирается лучшая по значению целевой функции L («фитнесс-функции» в терминах ГА), и тем же образом в этой группе производится определение ее пары. Так формируются пары хромосом для применения далее над ними оператора кроссинговера, причем худшие хромосомы не будут участвовать в процессе производства нового поколения.

Кроссинговер состоит в том, что новое поколение образуется путем обмена содержанием между хромосомами (генами) и новое поколение хромосом (потомки) создается особями текущего поколения (родители) путем обмена генами. Известны различные типы кроссинговера, в том числе одноточечный (*One Point Crossover*), многоточечный (*Multi Point Crossover*), равномерный (*Uniform Crossover*). В нашем случае, как было показано ранее, хромосома содержит два разных типа информации (распределение ВЗ по процессорам и по конфигурации процессоров), поэтому при построении оператора кроссинговера необходимо учитывать, что обмен генами происходит только между аналогичными группами генов (содержащими одно-

типную информацию). В результате было принято следующее построение оператора кроссинговера.

На первом этапе кроссинговера выполняется случайный обмен между подобными частями хромосом, которые содержат информацию одного и того же типа (рис. 3,а). Например, группа генов $x_{11}^{(A)} \dots x_{1M}^{(A)}$ объекта 1 хромосомы А обменивается со случайно (равновероятно) выбранной группой генов $x_{21}^{(B)} \dots x_{2M}^{(B)}$ объекта 2 хромосомы В, группа $cf_{11}^{(A)} \dots cf_{1N}^{(A)}$ объекта 1 хромосомы А – со случайно выбранной группой $cf_{i1}^{(B)} \dots cf_{iN}^{(B)}$ и т. д. На втором этапе кроссинговера хромосомы обмениваются генами внутри групп $x_{i1}^{(Cr)} \dots x_{iM}^{(Cr)}$, $cf_{i1}^{(Cr)} \dots cf_{iN}^{(Cr)}$.

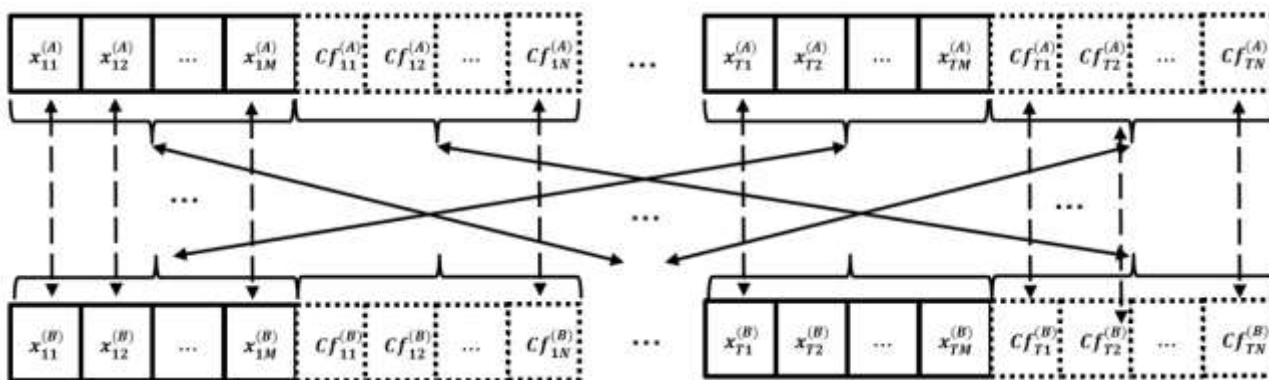


Рис. 3. Схема оператора кроссинговера

Гены, которые будут переданы потомкам, выбираются с помощью вектора, длина которого равна длине хромосомы и содержит случайно выбранные двоичные значения 0 или 1 (вероятность появления единицы является параметром кроссинговера и задается). Гены обмениваются, если соответствующее значение вектора равно 1, и передаются без обмена, если значение равно 0. Предлагаемое построение оператора кроссинговера и мутации схематично представлено на рис. 3 (обмен генами на первом этапе показан сплошными линиями, второго этапа – штрихпунктирными).

Предлагаемое построение оператора мутации схематично представлено на рис. 4.

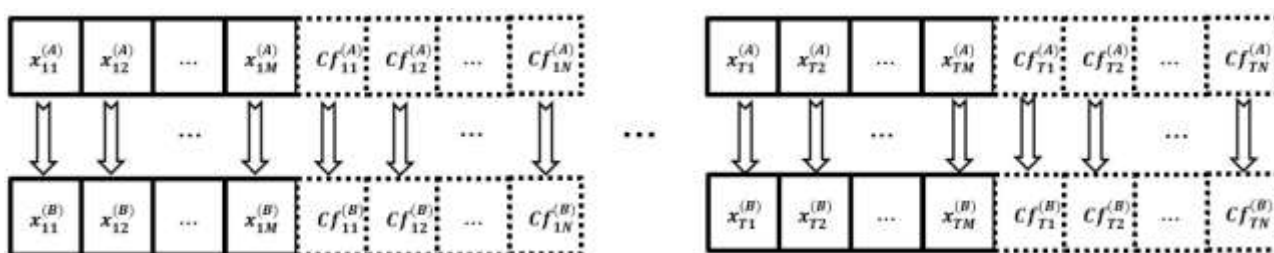


Рис. 4. Схема оператора мутации

ПРИМЕР РАБОТЫ АЛГОРИТМА

Имеется модель функционирования многомодульной перестраиваемой БИВС МО [2]. Разработан и использован соответствующий программный комплекс в среде MatLab 7. Заданы следующие исходные данные: число ВЗ – 10; число конфигураций ВМ – 25; число ВМ – 3; число интервалов – 4. В качестве целевой функции использован интегральный показатель результативности функционирования БИВС МО, имеющий математический смысл ожидаемой взвешенной доли выполненных ВЗ [2].

Настройки алгоритма: количество поколений – 150; объем популяции – 50; кроссинговер случайный равномерный, параметр кроссингвера – 0,7; параметр мутации – 0,02. На рис. 5 показано выполнение алгоритма для различных реализаций случайных параметров, характеризующих условия функционирования БИВС МО (вероятностные характеристики потоков отказов процессоров) в соответствии с принятой моделью [2].

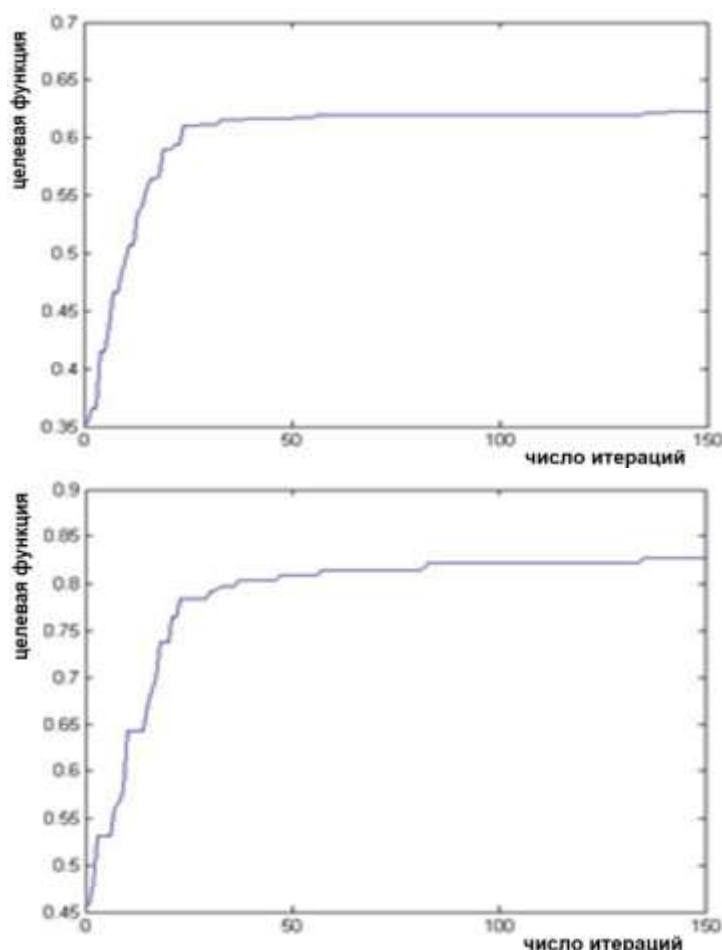


Рис. 5. Примеры работы алгоритма планирования реконфигурации БИВС

Как видно из приведенных графиков, предложенный алгоритм показывает достаточную скорость сходимости и позволяет отыскать решение, обеспечивающее повышение оценки целевой функции (в данных примерах в 1,7–1,8 раза относительно варианта функционирования БИВС без реконфигурации).

Отметим, что применение разработанного алгоритма более целесообразно в тех случаях, когда требуется выбрать квазиоптимальное решение на пространстве возможных конфигураций БИВС МО в ограниченное время. Величина выигрыша при использовании алгоритма существенно зависит, во-первых, от времени на его реализацию и вычислительной мощности реализующего его устройства, и, во-вторых, от исходных данных. Следует ожидать, что величина выигрыша будет расти:

- с расширением диапазонов параметров задач,
- с увеличением количества интервалов планирования,
- с увеличением сложности управляемой структуры (количества процессоров, количества конфигураций),
- с увеличением интенсивностей потоков отказов (деградации структуры).

Выполнение подобных оценок является предметом дальнейшего исследования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложен алгоритм планирования реконфигурации БИВС МО, обеспечивающий эвристическое решение комбинаторной оптимизационной задачи большой размерности на основе применения аппарата эволюционного моделирования – генетических алгоритмов. Он отличается от известных подходов к управлению вычислительными процессами адаптацией генетического алгоритма субоптимального поиска для решения новой задачи многомерной оптимизации управления БИВС на основе ПЛИС при ограниченном времени его работы.

Результаты моделирования показывают, что данный алгоритм целесообразно применять в составе программного обеспечения вычислительных средств бортовых комплексов управления МО. Оперативный автономный выбор конфигураций и режимов функционирования БИВС посредством предложенного подхода позволит максимизировать результативность ее функционирования в изменяющихся условиях обстановки. Для более полного исследования и практической реализации указанного алгоритма создан соответствующий программный комплекс, а также ведется разработка практических рекомендаций по построению и организации функционирования БИВС МО военного назначения.

Список использованных источников

1. Бураков М. В. Генетический алгоритм: теория и практика. – СПб. : ГУАП, 2008. – 164 с.
2. Захаров И. В., Забузов В. С., Мусаллам А. И. Модель функционирования деградирующей информационно-вычислительной среды мобильного объекта в условиях внезапных массированных сбоев и отказов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 695. – С. 35–42.
3. Сценарное прогнозирование деградации информационно-вычислительных ресурсов подвижного объекта / И. В. Захаров [и др.] // Вестник Российского нового университета. Сер.: Сложные системы: модели, анализ и управление. – 2024. – № 2. – С. 52–59.
4. Басыров А. Г., Захаров И. В., Шушаков А. О. Метод выбора структуры неоднородной иерархической информационно-вычислительной системы на основе генетического алгоритма // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 665. – С. 14–24.
5. Захаров И. В., Забузов В. С., Мусаллам А. И. Использование эволюционного поиска со стохастической целевой функцией при обосновании выбора конфигураций вычислительных систем // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2024. – Вып. 1. – С. 16–25.
6. Захаров И. В., Корчагин П. В. Обоснование выбора структур неоднородных иерархических систем с помощью аппарата генетических алгоритмов // Вестник Российского нового университета. Сер.: Сложные системы: модели, анализ и управление. – 2019. – Вып. 2. – С. 104–109.
7. Zakharov I. V., Shushakov A. O., Zyкова S. S. The choice of structures of heterogeneous information-computer systems based on the apparatus of genetic algorithms // Интеллектуальные технологии на транспорте. – 2022. – № 3 (31). – С. 46–51.

А. А. Карытко,
кандидат технических наук;
Э. М. Халиков,
кандидат технических наук, доцент

МЕТОДИКА АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКОЙ И ДИФфуЗИОННОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СТРАТЕГИИ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКОЙ НА ОСНОВЕ СРС-МЕТОДА

На основании данных о параметрах движения многоспутниковой орбитальной группировки системы спутниковой связи «Старлинк», представленных в формате TLE, распространяемых в сети Интернет с использованием метода скользящего разделения сдвиг-масштабных смесей (СРС-метода), проведен анализ изменения стратегии управления параметрами движения космических аппаратов, входящих в состав многоспутниковых орбитальных группировок. Представлены тренды изменения оценок математического ожидания и среднеквадратического отклонения скорости изменения параметра большой полуоси и наклона орбитальной плоскости для аппаратов системы «Старлинк», развернутых в орбитальных плоскостях с наклонами 43 и 53 градуса в течение 2022, 2023 и 2024 годов. Продемонстрирована возможность применения СРС-метода для решения задачи выделения и обнаружения основных этапов реализации априорно неизвестных стратегий управления движением космических аппаратов в составе многоспутниковых орбитальных группировок.

Ключевые слова: СРС-метод, многоспутниковая орбитальная группировка, автоматизированная система прогнозирования параметров движения динамических объектов.

ВВЕДЕНИЕ

Процесс развертывания орбитальной группировки многоспутниковой системы характеризуется изменчивостью параметров программы управления движением центра масс космического аппарата, входящего в ее состав, в зависимости от его задач по предназначению, этапа жизненного цикла, реализуемого конкретным аппаратом в составе группировки, версии аппарата, а также от реализуемой на текущий момент астрономического времени стратегии управления параметрами движения всей многоспутниковой группировки.

Изменчивость (волатильность) параметров программы управления движением аппаратов в составе многоспутниковой группировки обуславливает появление так называемого дрейфа данных [1]. Реакция на дрейф данных со стороны автоматизированных систем и моделей прогнозирования параметров движения объектов, параметризованных на исходных данных, которые предшествуют началу дрейфа, заключается в периодическом выполнении процедуры их принудительной репараметризации, т. е. обновления значений основных параметров на новые значения, которые согласно принципу локальной эргодичности наилучшим (оптимальным) образом соответствуют текущей развивающейся ситуации.

Для моделей прогнозирования параметров движения динамических объектов, основанных на применении технологий искусственных нейронных сетей, наличие дрейфа данных означает необходимость выполнения процедуры формирования нового датасета $\mathbf{D}^*$, содержащего тренировочные и тестовые точки данных, и переобучения используемых в прогнозных моделях нейросетевых архитектур с применением $\mathbf{D}^*$, т. е. обновления матрицы весовых коэффициентов нейронной сети $\mathbf{W}$. Процесс подготовки датасета и переобучения искусственной нейронной сети характеризуется высокой ресурсоемкостью. В целях повышения эффективности функционирования систем, включающих в свой состав подсистемы, основанные на использовании технологий искусственного интеллекта, за счет их своевременной адаптации к непрерывно изменяющимся условиям среды функционирования целесообразно разработать

методику, позволяющую оптимизировать частоту выполнения рассматриваемых ресурсоемких операций репараметризации моделей прогнозирования.

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Процесс развертывания орбитальной группировки многоспутниковой системы характеризуется динамикой изменения параметров движения всех объектов группировки на интервале астрономического времени $[t_1, t_2]$. Таким образом, рассматриваемый процесс является по своей сути многомерным. Наиболее информативный параметр, отражающий реализуемую стратегию управления развертыванием и движением многоспутниковой орбитальной группировки – это, как правило, параметр большой полуоси объектов группировки. Рассматривая процесс изменения во времени только одного параметра движения, например параметра большой полуоси для всей совокупности объектов группировки, возможно перейти от решения задачи анализа многомерного процесса к задаче анализа скалярного процесса.

В данной работе анализ статистических закономерностей изменения одного параметра движения выполняется с использованием сдвиг-масштабных смесей нормального распределения вида:

$$P(Z < x) = \sum_{i=1}^k p_i \cdot \Phi_i(x), \quad x \in \mathbb{R}, \quad (1)$$

где k – натуральное число,

$$\Phi_i(x) = \int_{-\infty}^x \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_i} \cdot \exp\left\{-\frac{(y-\mu_i)^2}{2\cdot\sigma_i^2}\right\} dy,$$

$$\mu_i \in \mathbb{R}, \sigma_i > 0, p_i \geq 0, i = 1, \dots, k, p_1 + \dots + p_k = 1.$$

Основу процедуры анализа составляет метод скользящего (динамического) разделения смесей вероятностных распределений (СРС-метод). В соответствии с данным методом реализуется усреднение вероятностных характеристик наблюдаемого процесса по времени. То есть параметры смеси оцениваются по выборке, представляющей собой некоторые отрезки временных рядов, содержащих наблюдения, которые накоплены в течение некоторого интервала времени фиксированной длины. Затем интервал сдвигается в направлении астрономического времени, и процедура оценки параметров смеси повторяется.

Объектом исследования в данной работе являются временные ряды, состоящие из приращений логарифма значения параметра x , $x \in \{a, i\}$ (большой полуоси – a , наклона – i), наблюдаемого в моменты времени t_n и t_{n-1} :

$$\tilde{x}_{in} = \frac{\log(x_{in}) - \log(x_{in-1})}{t_n - t_{n-1}}, \quad n \in M_i, \quad (2)$$

где M_i – длина i -го временного ряда.

Временной ряд изменения анализируемого параметра характеризуется двумя компонентами:

1) стохастической, которая характеризует диффузионный спектр временного ряда (разнообразие значений управляющих воздействий, оказываемых на движение центра масс космического аппарата);

2) динамической, которая характеризует наличие тренда у временного ряда (среднюю скорость изменения стратегии управления движением).

Согласно работе [2] при увеличении числа компонент смеси наблюдается эффект перетекания волатильности процесса из стохастической компоненты в динамическую. При этом программа управления параметрами движения космических аппаратов в большей мере определяется именно динамической компонентой. Таким образом, для достижения приемлемой адекватности модели волатильности процесса целесообразно использовать увеличенное количество смесей.

Основу традиционного СРС-метода составляет ЕМ-алгоритм, применяемый для нахождения параметров $\Theta_i = (p_i, \mu_i, \sigma_i)$ i -й компоненты смеси, где p_i – вес, μ_i – математическое ожидание, σ_i – среднеквадратическое отклонение соответствующей компоненты смеси. ЕМ-алгоритм обладает сильной неустойчивостью по начальным данным [2]. Неустойчивость обусловлена тем, что стандартные оценки математического ожидания и дисперсии выборки при контаминации «посторонними» наблюдениями становятся заметно менее эффективными по сравнению с выборочной медианой [3].

Противодействие указанной неустойчивости ЕМ-алгоритма обеспечивается применением его медианной модификации, подробное описание которой приводится в работе [2].

СОДЕРЖАНИЕ МЕТОДИКИ И ЕЕ АПРОБАЦИЯ

При проведении анализа волатильности (изменчивости) стратегии управления параметрами движения группировки «Старлинк» используется многопоточная программная реализация медианной модификации ЕМ-алгоритма. В независимых потоках реализуется процедура формирования генеральной совокупности данных для заданного положения скользящего окна, после чего обработка сформированной генеральной совокупности выполняется в несоединенном потоке, реализующем процедуру расчета параметров компонент смеси нормальных распределений. Подобная схема организации вычислительного процесса обеспечивает сбалансированную загрузку вычислительных ресурсов многоядерных микропроцессоров универсального назначения и в то же время высокую оперативность формирования итогового результата в условиях необходимости обработки временных рядов, размерность которых превышала сотни тысяч значений.

Методика предполагает последовательное выполнение ряда этапов.

Этап 1. Задание параметров СРС-метода и формирование исходных данных.

Исходными данными для процедуры анализа являются:

- астрономическое время начала и конца интервала, включающего данные для анализа изменения стратегии t_n, t_k ;
- ширина скользящего окна СРС-метода $w_{\text{окна}}$;
- шаг смещения скользящего окна $s_{\text{см}}$;
- анализируемый параметр движения объектов спутниковой группировки x ;
- объекты каталога, информация о параметрах движения которых используется в процедуре анализа;
- количество компонент смеси K ;
- критерий остановки ЕМ-алгоритма (точность приработки алгоритма) ε ;
- максимальное допустимое количество итераций ЕМ-алгоритма N .

Множество рассматриваемых объектов допускается формировать по наклонению орбитальной плоскости, в которой совершает орбитальное движение космический аппарат, а также по принадлежности аппарата к одному из двух классов: первый класс – все аппараты версий от 0.9 до 2.0 мини включительно [исключением являются аппараты, поддерживающие

технологии DTC (direct to cell)]; второй класс – все аппараты, поддерживающие технологию DTC.

Анализ выполнялся для трех вариантов множества космических аппаратов:

- 1) для множества D_1 , включающего только аппараты, распределенные в орбитальной плоскости с наклоном 43 градуса;
- 2) для множества D_2 , включающего только аппараты, распределенные в орбитальной плоскости с наклоном 53 градуса и не поддерживающие технологию DTC;
- 3) для множества D_3 , включающего только аппараты, распределенные в орбитальной плоскости с наклоном 53 градуса и поддерживающие технологию DTC.

Базовые значения исходных данных, используемые в проводимых экспериментальных исследованиях, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Базовые значения исходных данных

№ п/п	Параметр	Значение
1	t_n	2022-01-01
2	t_k	2024-12-02
3	$w_{\text{окна}}$	60 суток
4	$s_{\text{см}}$	20 суток
5	K	7
6	ε	10–6
7	N	8000

Этап 2. Представление результатов применения СРС-метода и их анализ.

Значения параметров $w_{\text{окна}}$ и $s_{\text{см}}$ в большей степени обусловлены характеристиками средства вычислительной техники, используемого для проведения процедуры анализа данных, а именно количеством доступных физических микропроцессорных ядер центрального процессора Intel Xeon Gold 6230 R, равным 26, при этом обеспечивалась возможность выполнения до 52 потоков одновременно.

В качестве начальных приближений параметров компонент смеси (1) использовались следующие псевдослучайные векторы:

$$\vec{p} = (p_1, p_2, \dots, p_k) = \frac{1}{\sum_{i=1}^k u_i} \cdot (u_1, u_2, \dots, u_k), \quad u_i \sim U[0.1, 1],$$

$$\vec{\sigma} = (\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_k) = \bar{\sigma} \cdot (v_1, v_2, \dots, v_k), \quad v_i \sim U[0.25, 1.75].$$

где $z \sim U[x, y]$ – равномерно распределенная случайная величина на интервале $[x, y]$;

$\bar{\sigma}$ – оценка стандартного отклонения анализируемого параметра по всей совокупности исходных данных.

Вектор математических ожиданий задавался детерминированно:

$$\vec{\mu} = (\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_k) = \min(x_1, \dots, x_n) + \Delta_{\mu} \cdot (1, 2, \dots, k),$$

$$\Delta_{\mu} = \frac{(\max(x_1, \dots, x_n) - \min(x_1, \dots, x_n))}{k},$$

где $(x_1, \dots, x_n)$ – совокупность значений, рассчитанных согласно (2) для заданного положения скользящего окна $w_{\text{окна}}$.

Результаты анализа динамической составляющей волатильности стратегии управления движением для аппаратов множества D_2 по параметру большой полуоси представлены на рис. 1.

Все узлы сеточной поверхности, аппроксимирующей стратегию управления движением, отмечены точками, диаметр точек пропорционален весу p_i соответствующей узлу решетки компоненты смеси (1). Отрицательные значения в узлах сеточной поверхности соответствуют движению аппаратов, в процессе осуществления которого происходит увеличение значений параметра большой полуоси. И, напротив, положительные значения соответствуют уменьшению значений параметра большой полуоси.

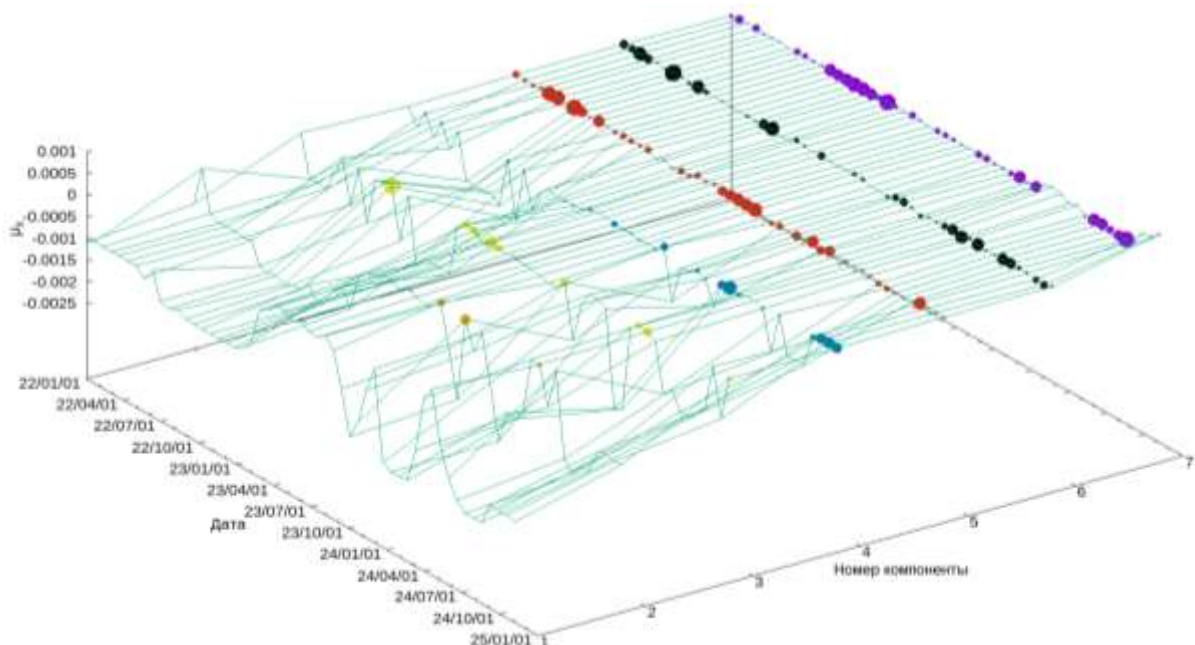


Рис. 1. Динамическая составляющая волатильности стратегии управления движением по параметру большой полуоси, реализуемой на множестве аппаратов D_2

Указанная особенность обусловлена используемым в исследованиях форматом исходных данных TLE, при построении соответствующих графиков вместо приращений логарифма значения параметра большой полуоси используется логарифм приращения среднего движения n_0 . Аналитическая зависимость параметра большой полуоси от среднего движения определяется следующими выражениями [4]:

$$k_e = \sqrt{GM}, a_1 = \left(\frac{k_e}{n_0} \right)^{\frac{2}{3}}, \delta_1 = \frac{3}{4} J_2 \frac{a_E^2}{a_1^2} \frac{(3 \cos^2 i_0 - 1)}{(1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}},$$

$$a_0 = a_1 \cdot \left[1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3 \right],$$

где G — ньютоновская гравитационная постоянная;
 M — масса Земли;
 J_2 — вторая зональная гармоника гравитационного поля Земли;
 a_E — экваториальный радиус Земли;
 i_0, e_0 — наклонение и эксцентриситет орбиты.

Согласно данным на рис. 1, интегральная доля исходных данных, распределение которых соответствует компонентам 1, 2, 3, составляет не более 15%. Указанные компоненты характеризуют объекты, совершающие компланарные переходы между околокруговыми орбитами. При этом в интервале времени между мартом и июлем 2023 года наблюдается плато динамической составляющей на всех компонентах смеси, причина образования которого заключается в отсутствии в указанный период времени пусков ракет космического назначения в целях наращивания орбитальной группировки «Старлинк» в орбитальных плоскостях с наклонением 53 градуса.

Минимальное значение параметра μ_i для смеси (1), рассчитанной на основании исходных данных 2022 года составляет -0.0015, аналогичное значение указанного параметра, рассчитанного на основании данных 2024 года, составляет -0.0023. Таким образом, рис. 1 отражает изменение динамической составляющей стратегии, обусловленной использованием для построения орбитальной группировки аппаратов «Старлинк» версии 2.0 мини в 2024-м вместо аппаратов «Старлинк» версий 0.9-1.5 в 2022 году и в первой половине 2023 года. Кроме того, и рис. 1 отражает тренд изменения 6-й и 7-й компонент в начале и во второй половине 2024 года. Данный тренд направлен на монотонное увеличение значений параметров μ_6, μ_7 , обусловленное существенным увеличением доли аппаратов, сводимых с околоземной орбиты.

Результаты анализа диффузионной составляющей волатильности стратегии управления движением для аппаратов множества D_2 по параметру большой полуоси представлены на рис. 2.

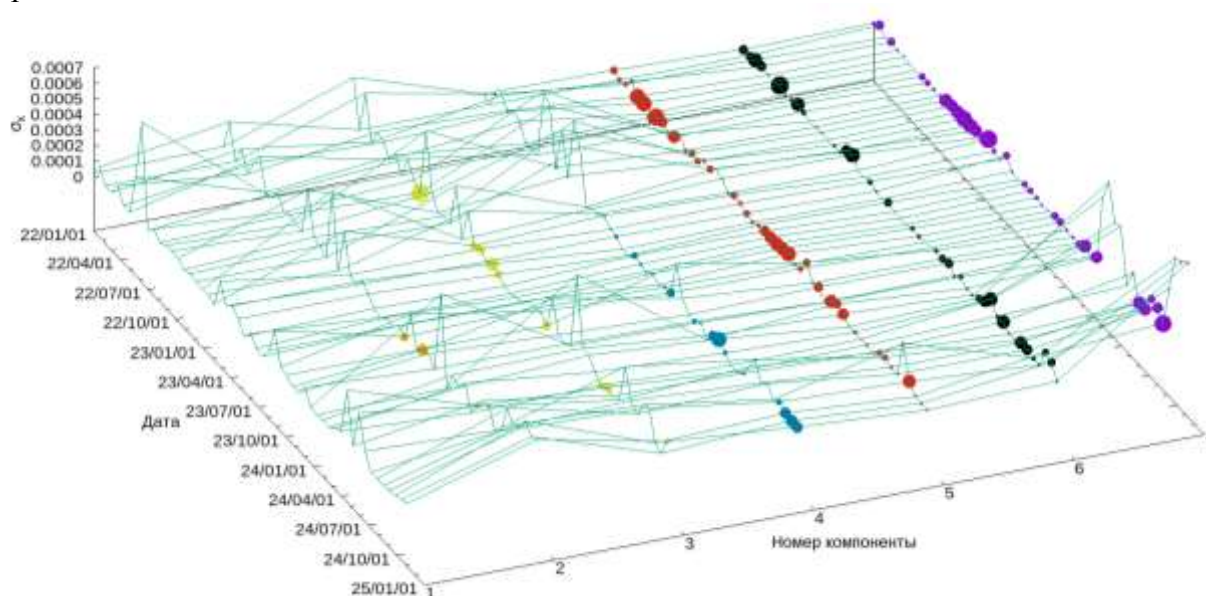


Рис. 2. Диффузионная составляющая волатильности стратегии управления движением по параметру большой полуоси, реализуемой на множестве аппаратов D_2

Данные рис. 2 свидетельствуют о том, что стохастическая составляющая стратегии в основном реализуется компонентами смеси (1) 1, 2 и 3, т. е. величиной управляющих воздействий электрореактивных двигателей, оказываемых на движение центра масс космических

аппаратов на этапе их вывода на целевую орбиту. При этом в начале и во второй половине 2024 года диффузионная составляющая становится характерной чертой 6-й и 7-й компонент смесей распределения (1), что является результатом реализации ранее отсутствовавшей в стратегии операции начала медленного сведения аппаратов с околоземной орбиты.

Результаты проведенного анализа позволяют сформировать следующий крайне важный с прикладной точки зрения вывод. Процесс параметризации моделей прогнозирования параметров движения аппаратов в орбитальной плоскости с наклонением 53 градуса в текущих условиях космической обстановки необходимо реализовывать:

- в части, касающейся прогноза параметров движения аппаратов на этапе вывода на целевую орбиту, с учетом данных о параметрах движения, охватывающих интервал времени с середины 2023 года по настоящее время;
- в части, касающейся прогноза параметров движения аппарата, находящегося на целевой орбите, с учетом данных, охватывающих весь рассматриваемый временной интервал;
- в части, касающейся прогноза параметров движения аппаратов на этапе их сведения с околоземной орбиты, с учетом данных, охватывающих интервал времени с начала 2024 года по настоящее время.

Результаты анализа динамической и диффузионной составляющих волатильности стратегии управления движением для аппаратов множества D_2 по параметру наклонения орбитальной плоскости представлены на рис. 3 и 4.

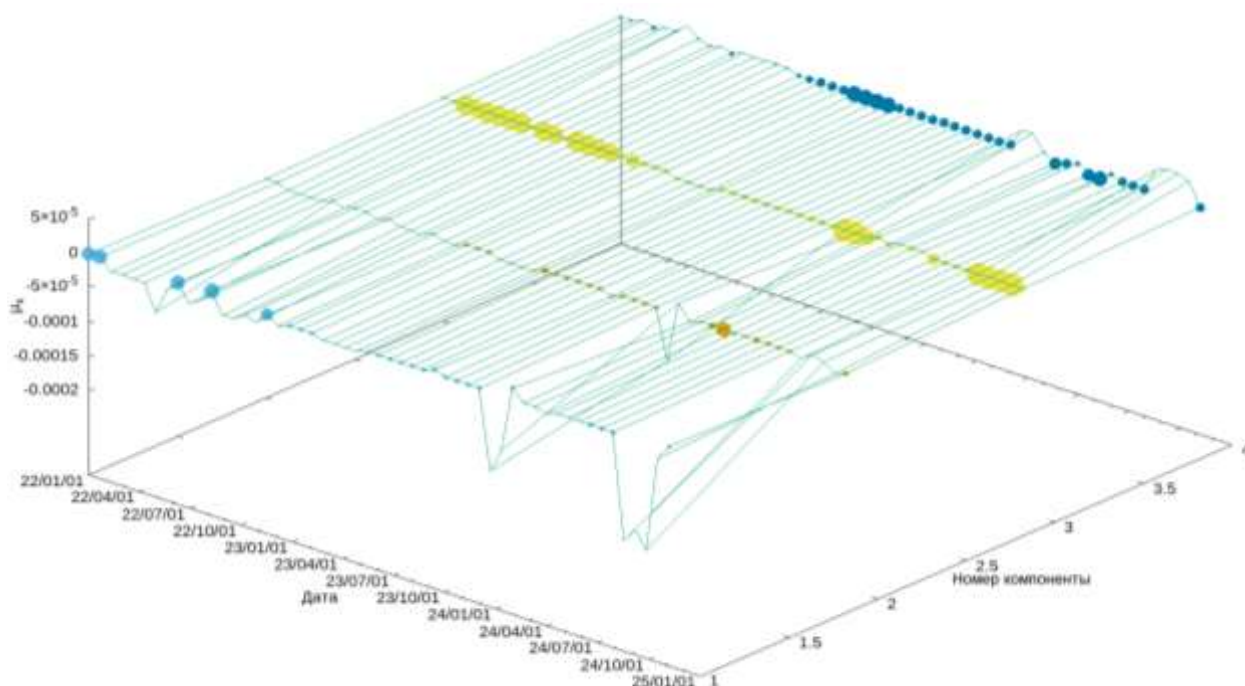


Рис. 3. Динамическая составляющая волатильности стратегии управления движением по параметру наклонения орбитальной плоскости, реализуемой на множестве аппаратов D_2

Согласно данным, представленным на рис. 3 и 4, стратегия управления движением аппаратами системы «Старлинк» в орбитальной плоскости с наклонением 53 градуса в части, касающейся изменения наклонения, в целом стационарна, исключением является интервал астрономического времени с января по февраль, а также с сентября по ноябрь 2024 года. В указанный временной интервал наблюдается групповое изменение параметра наклонения аппаратами «Старлинк» с применением электрореактивных двигателей малой

тяги на 0,1–0,2 градуса. Таким образом, параметризацию моделей прогноза параметров движения для объектов рассматриваемого класса целесообразно выполнять на основании результатов анализа данных, сформированных в 2024 году. Более 80% данных, используемых для формирования результатов анализа, представленных на рис. 3 и 4, отождествились с 3-й и 4-й компонентами. Математическое ожидание случайной величины, характеризующей 3-й компонентой, равнялось нулю. Слабая изменчивость параметра наклона орбитальной плоскости позволила использовать в процедуре анализа лишь четыре компоненты вместо семи.

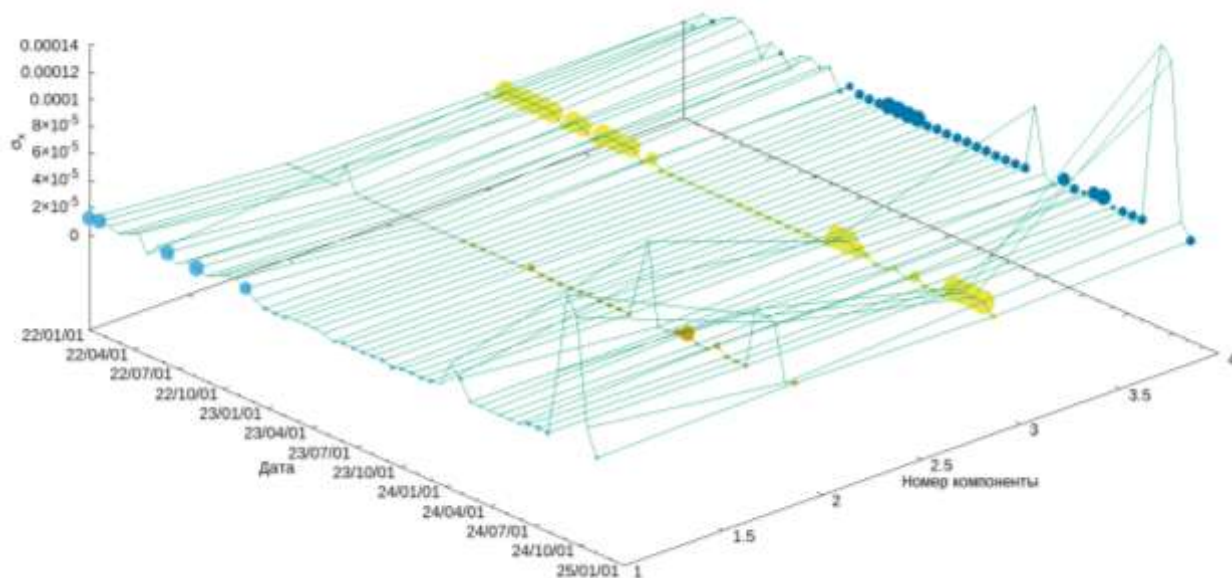


Рис. 4. Диффузионная составляющая волатильности стратегии управления движением по параметру наклона орбитальной плоскости, реализуемой на множестве аппаратов D_2

Результаты анализа динамической составляющей волатильности стратегии управления движением для аппаратов множеств D_1 , D_3 по параметру большой полуоси показаны на рис. 5 и 6 соответственно.

Данные, представленные на рис. 5, характеризуются большей динамикой по сравнению с данными рис. 1. Во-первых, край характерного оврага на рис. 5 проходит по компоненте номер 5, в то время как край оврага, представленного на рис. 1, проходит по компоненте номер 4. Во-вторых, минимальное значение параметра μ одной из компонент смеси, сетка параметров которой изображена на рис. 5, составляет -0,0033.

Согласно рис. 6 группировка аппаратов, поддерживающих технологию DTC, характеризуется максимальным разнообразием реализуемых программ управления движением центра масс космического аппарата. Этот факт обусловлен:

- низкой высотой движения данных аппаратов, не превышающей 370 км, в связи с чем возникает необходимость выполнения частой коррекции параметров движения аппаратов с целью поддержания структуры группы космических аппаратов;
- оптимизацией параметров движения аппаратов данного типа для решения задач по целевому предназначению, проводимой в период с января по апрель 2024 года.

Этап 3. Исследование стационарности программы управления параметрами движения объектов.

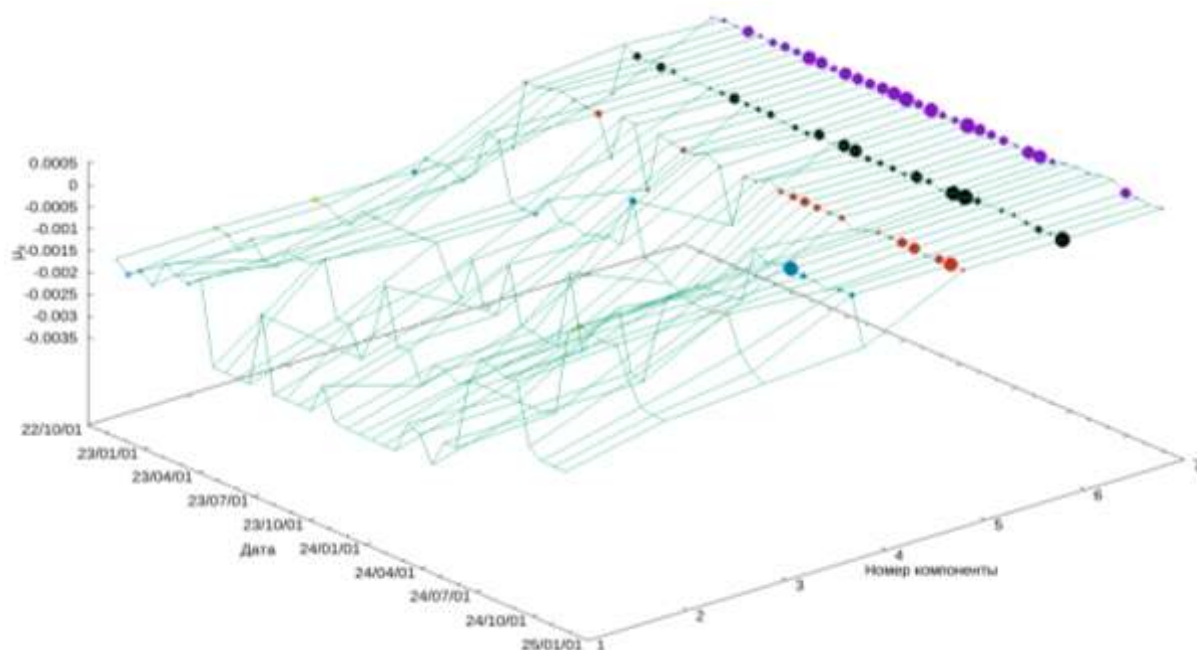


Рис. 5. Динамическая составляющая волатильности стратегии управления движением по параметру большой полуоси, реализуемой на множестве аппаратов D_1

Реализуемый в методике подход позволяет рассматривать программу управления параметрами движения объектов как вероятностный процесс. Продолжение использования однажды параметризованных моделей прогноза параметров движения объектов требует доказательства стационарности соответствующего процесса в текущий момент времени. В ходе исследования необходимо учитывать возможность существования процессов, стационарных в узком и широком смысле [5].

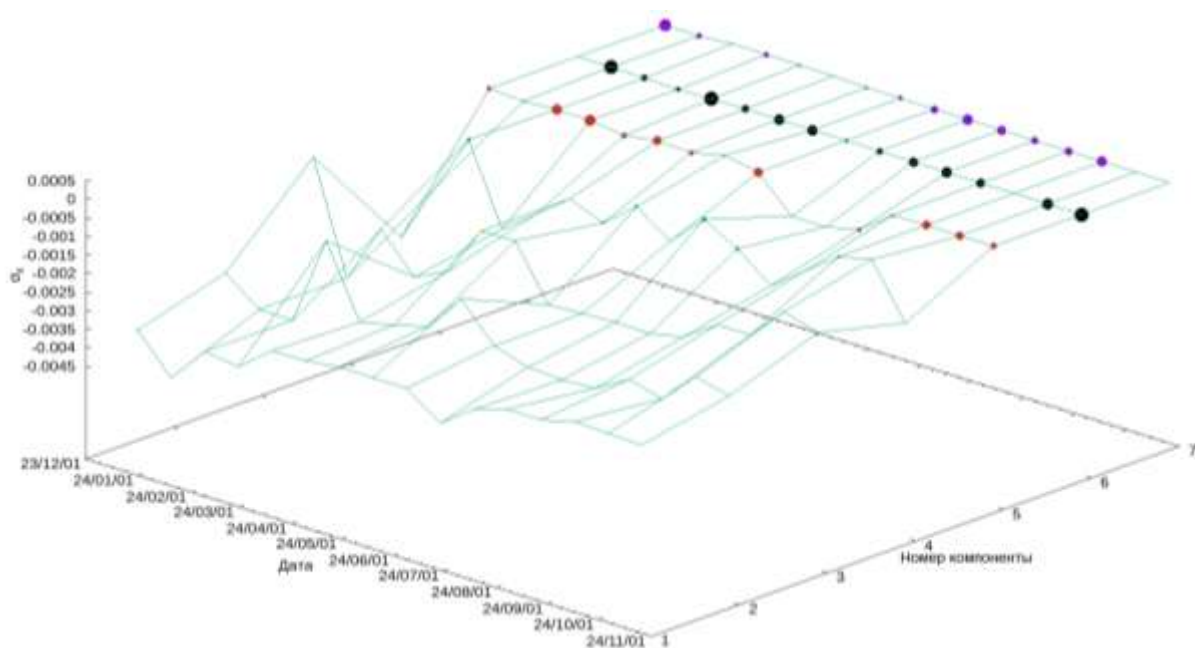


Рис. 6. Динамическая составляющая волатильности стратегии управления движением по параметру большой полуоси, реализуемой на множестве аппаратов D_3

Процесс $\{x_t, t \in T\}$ стационарен в узком смысле, если распределения вероятностей не меняются с течением времени. То есть для любого сдвига по времени τ , любого набора времен $(t_1, t_2, \dots, t_n)$ и любого набора значений $(x_1, x_2, \dots, x_n)$ выполняется следующее условие:

$$P(X(t_1) \leq x_1, X(t_2) \leq x_2, \dots, X(t_n) \leq x_n) = P(X(t_1 + \tau) \leq x_1, X(t_2 + \tau) \leq x_2, \dots, X(t_n + \tau) \leq x_n). \quad (3)$$

Применительно к результатам, полученным на этапе 2 методики, выполнение условия (3) достигается при квазидинаковости текущих значений параметров $\overline{\Theta}_i, \forall i, i \in \overline{1, k}$ и значений параметров Θ_i , используемых при последней параметризации модели.

Процесс $\{x_t, t \in T\}$ стационарен в широком смысле, если

$$E\{x_t^2\} < \infty, E\{x_t\}$$

являются постоянными при всех $t \in T$, а функция автокорреляции процесса зависит только от разницы во времени.

Применительно к результатам, полученным на этапе 2 методики, выполнение условия стационарности процесса в широком смысле достигается квазидинаковостью параметров $\{m_i, \sigma_i\}$ компонент смеси.

Фактически результаты, полученные на этапе 2 методики, характеризуют в каждый момент времени полное совместное распределение значений логарифмического приращения анализируемого параметра, что обеспечивает условия для доказательства стационарности вероятностного процесса *в узком и широком смысле*, создание эффективных критериев, используемых для принятия решения о выполнении процедуры репараметризации прогностических моделей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные результаты позволяют обоснованно сформировать множество исходных данных, обеспечивающее рациональное решение задачи создания и уточнения моделей прогнозирования, которые обеспечивают учет индивидуальных параметрических особенностей программ управления движением космическими аппаратами в составе многоспутниковых орбитальных группировок. Анализ динамики параметров сдвиг-масштабных смесей распределения, характеризующих изменения основных параметров движения космических аппаратов, обеспечивает оперативное выявление новых трендов в априорно неизвестных стратегиях управления параметрами движения космических аппаратов в составе многоспутниковых орбитальных группировок.

Представленные в работе результаты подтверждают необходимость селекции исходных данных, используемых при создании прогнозных моделей, с целью повышения их достоверности. Правильное решение задачи селекции исходных данных особенно актуально при применении методов машинного обучения.

Список использованных источников

1. Келлехер Д.Д., Мак-Нейми Б., Арси А. Основы машинного обучения для аналитического прогнозирования: алгоритмы, рабочие примеры и тематические исследования. – СПб.: ООО «Диалектика», 2019. – 656 с.

2. *Королев В. Ю.* Вероятностно-статистические методы декомпозиции волатильности хаотических процессов : учеб. пособие. – М. : Изд-во Моск. ун-та, 2011. – 510 с.
3. A survey of sampling from contaminated distributions / J.W. Tukey [et al.] // Contributions to Probability and Statistics. Essays in Honor of Harold Hotelling. – Stanford, CA : Stanford University Press, 1960. – P. 448–485.
4. *Hoots F.R. Roehrich R.L.* Models for Propagation of NORAD Elements Sets : Spacetrack report № 3. – 1988. – 88 p.
5. *Дуб Дж.Л.* Вероятностные процессы. – М. : Изд-во иностранной литературы, 1956. – 605 с.

М. А. Колпин,
кандидат технических наук;
А. Е. Привалов,
кандидат технических наук;
С. Г. Хлебников,
кандидат военных наук, доцент

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ КИБЕРФИЗИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ МОНИТОРИНГА УДАЛЕННЫХ ОБЪЕКТОВ

В статье предложена методика оценивания эффективности управления киберфизической системой мониторинга (КФСМ) удаленных объектов, основанная на теории непрерывных марковских процессов. С использованием концепции киберфизических систем обоснована возможность разработки единого подхода к решению задачи оценивания эффективности управления различными системами мониторинга удаленных объектов и выполнена математическая постановка задачи. Обоснована структура марковской модели, описывающая процесс функционирования КФСМ. Предложена методика оценивания эффективности, в рамках которой обоснованы соотношения для расчета интенсивностей переходов между состояниями КФСМ и способ расчета эффективности управления по результатам решения системы дифференциальных уравнений состояния марковской модели. Представлены результаты численных исследований эффективности управления на расчетном примере.

Ключевые слова: киберфизическая система, марковская модель, удаленный мониторинг, система управления, эффективность управления.

ВВЕДЕНИЕ

Задачи мониторинга состояния удаленных объектов и районов были и остаются одними из наиболее актуальных практических задач, к эффективности выполнения которых предъявляются жесткие требования. Для удовлетворения этих требований используются различные технические средства, многообразие которых обусловлено разнообразием целей и объектов мониторинга (ОМ). В качестве основных подходов к мониторингу удаленных объектов следует отметить:

- дистанционное зондирование Земли [1, 2] и околоземного космического пространства [3] с применением космических систем;
- мониторинг состояния объектов и районов с помощью беспилотных летательных аппаратов [4], наземных [5] и морских [6] робототехнических комплексов;
- мониторинг района с применением стационарных устройств наблюдения и сигнализации [7, 8];
- мониторинг с использованием комплексирования различных подходов [9].

Несмотря на большое количество современных технических средств, применяемых для мониторинга удаленных объектов, все они обладают общими свойствами: являются совокупностью физических и вычислительных компонентов, как правило, построенных с применением технологий машинного обучения и искусственного интеллекта, т. е. представляют собой киберфизические системы [10], цель которых – получение информации об объекте мониторинга (ОМ). Помимо единства целей, рассмотренные киберфизические системы мониторинга (КФСМ), чаще всего, состоят из большого количества удаленных подвижных или стационарных устройств, объединенных единой системой управления.

Множество исследований в настоящее время направлены на оценивание и обоснование состава и структуры КФСМ удаленных объектов, обеспечивающих требуемые свойства оперативности, глобальности, непрерывности и информационной достаточности. Вместе с тем, эффективность функционирования КФСМ зависит не только от вышеперечисленных свойств,

но и от характеристик ее подсистемы управления, цель которой – достижение заданных значений свойств КФСМ. Таким образом, оценивание эффективности управления КФСМ, под которой понимается свойство системы управления обеспечивать достижение цели управляемым процессом функционирования КФСМ, является актуальной научной задачей. В статье предложена методика оценивания эффективности управления КФСМ удаленных объектов, основанная на теории непрерывных марковских процессов. Новизна методики заключается в высоком уровне абстрагирования, принятом при построении модели КФСМ. На данном уровне достигается единство цели и структуры процесса функционирования, что позволяет создать единую методику для распределенных КФСМ различных классов (орбитальных группировок, групп беспилотных летательных аппаратов и т. д.).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В общем виде в состав КФСМ входят следующие системы (рис. 1) [11–13].

1. Подсистема управления (ПУ), представляющая собой комплекс автоматизированных средств, расположенных, как правило, вдали от ОМ в оптимальных для их эксплуатации районах. Задачами ПУ являются:

- планирование процесса выполнения задач мониторинга и выдача управляющих воздействий на подсистему сбора информации (ПСИ);
- контроль состояния ПСИ и процесса мониторинга, а также формирование управляющих воздействий направленных на ликвидацию отклонений и парирование нештатных ситуаций, возникающих в процессе функционирования ПСИ.

2. Подсистема первичного сбора информации, представляющая собой множество удаленных сенсоров, размещенных на различных мобильных и стационарных платформах (космических аппаратах, беспилотных летательных аппаратах, морских буях и т. д.) – устройств мониторинга (УМ). Задачами ПСИ является получение первичной информации об ОМ с использованием имеющихся сенсоров и передача первичной информации на подсистему приема и обработки информации.

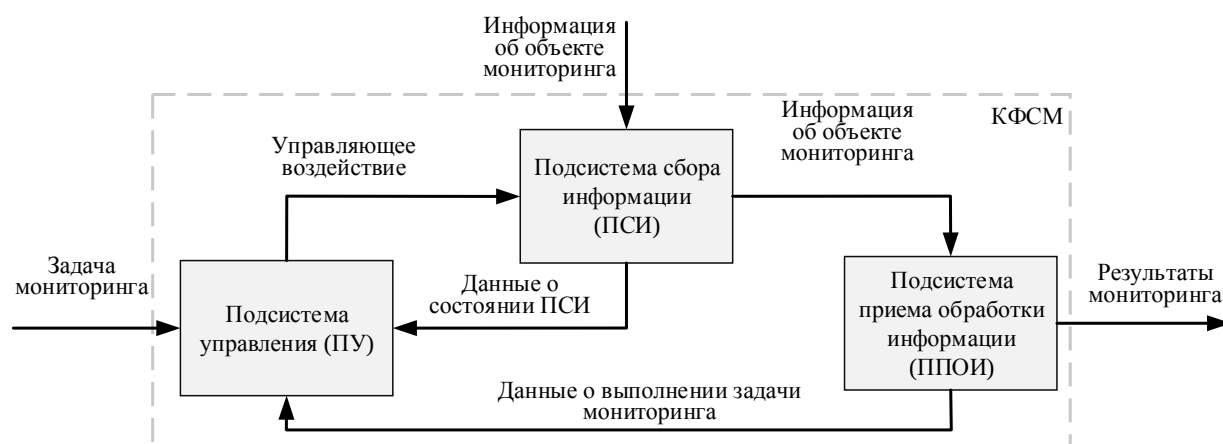


Рис. 1. Функциональная схема КФСМ

Как объект управления ПСИ характеризуется набором эксплуатационно-технических свойств (надежности, стойкости, устойчивости и живучести), которые на принятом достаточно высоком уровне абстракции можно охарактеризовать средним временем возникновения нештатной ситуации (НШС). Здесь под НШС понимается случайное событие любой природы, повлекшее выход какого-либо параметра подсистемы за пределы прогнозируемых

(планируемых) значений и которое приведет к невыполнению целевой задачи без вмешательства ПУ.

3. Подсистема приема и обработки информации (ППОИ), представляет собой совокупность распределенных (в общем случае) пунктов приема информации и пункта (центра) обработки и выдачи информации потребителю.

Входным воздействием для КФСМ служит поток заявок на получение информации об ОМ. Каждая заявка включает в себя совокупность характеристик ОМ (размер, координаты, цвет и т. д.), требования к качеству информации (пространственному разрешению, точности измерений, точности привязки к географическим координатам и т. д.) и требования к оперативности получения информации об ОМ. Выходным воздействием для КФСМ является информация об ОМ, получаемая в результате выполнения заявок. Операция (целенаправленным процессом функционирования) КФСМ – это совокупность согласованных действий элементов КФСМ, направленных на получение информации об ОМ, удовлетворяющей требованиям по качеству и оперативности [14]. Исходя из принципа А. Н. Колмогорова о строгом соответствии между показателем эффективности и целью функционирования системы [155], показателем эффективности операции является вероятность получения информации об ОМ удовлетворяющей требованиям по качеству и оперативности, а показателем эффективности управления – степень достижения потенциальной эффективности функционирования при заданных характеристиках системы управления.

Проведенный анализ структуры и процесса функционирования КФСМ, позволяет осуществить математическую постановку задачи. Исходные данные можно представить кортежем:

$$W = \langle W^{BX}, W^{ПСИ}, W^{ПУ}, W^{ППОИ} \rangle.$$

Здесь W^{BX} – характеристики входного потока заявок на выполнение задач мониторинга:

$$W^{BX} = \langle \lambda^x, \tau^x, v^x \rangle,$$

где λ^x – интенсивность входного потока заявок;
 τ^x – требуемая оперативность выполнения заявки (временной интервал, на котором требуется выполнить заявку);
 v^x – объем данных о заявке, которые необходимо передать на ПСИ;

$W^{ПСИ}$ – характеристики функционирования ПСИ:

$$W^{ПСИ} = \langle n, w^\Gamma, w^H, w^O, w^\Pi, w^И, \tau^{НШС} \rangle,$$

где n – число подвижных и стационарных средств сбора информации;
 w^O – средняя длительность выполнения заявки – характеристика оперативности ПСИ;
 w^Π – максимальная производительность – среднее число заявок, которое может выполнить ПСИ в единицу времени (характеристика массовости ПСИ);
 w^Γ – вероятность того, что ОМ расположен в зоне досягаемости средства сбора информации – характеристика глобальности ПСИ;
 w^H – вероятность того, что сбор информации об ОМ возможен в любой момент времени – характеристика непрерывности функционирования ПСИ;
 $w^И$ – вероятность того, что полученная информация об ОМ соответствует предъявляемым требованиям по качеству – характеристика информационной достаточности;

- $\tau^{\text{НШС}}$ – средняя длительность безотказной работы УМ;
- $W^{\text{ПУ}}$ – характеристики функционирования ПУ:
- $$W^{\text{ПУ}} = \langle v^x, v^z, v^U, \tau^U, \mu^U, \psi^U, \eta^U, d, \pi, \tau^z \rangle,$$
- где τ^U – средняя длительность процесса составления плана выполнения заявки и выработки управляющих воздействий (в том числе при возникновении НШС);
- v^z – объем телеметрической информации для одного УМ;
- v^U – объем данных, содержащих управляющие воздействия;
- μ^U – пропускная способность линии передачи управленческой информации;
- ψ^U – доля трассы подвижного УМ, на которой возможна передача управленческой информации – характеристика глобальности информационного обмена ПУ с ПСИ;
- η^U – доля общей длительности функционирования КФСМ, в которое возможна передача (прием) управленческой информации;
- d – достоверность данных о состоянии ПСИ;
- π – полнота данных о состоянии ПСИ;
- τ^z – длительность анализа данных о состоянии ПСИ;
- $W^{\text{ППОИ}}$ – характеристики функционирования ППОИ:
- $$W^{\text{ППОИ}} = \langle v^Y, \mu^Y, \psi^Y, \eta^Y, \tau^Q, p^\alpha, p^\beta \rangle,$$
- где v^Y – средний объем информации об ОМ (по результатам выполнения одной заявки);
- μ^Y – пропускная способность линии передачи информации об ОМ (канала связи ПСИ → ППОИ);
- ψ^Y – доля трассы подвижного УМ, на которой возможна передача информации на ППОИ – характеристика глобальности передачи информации с ПСИ на ППОИ;
- η^Y – доля общей длительности функционирования КФСМ, на которой возможна передача информации на ППОИ – характеристика непрерывности передачи информации с ПСИ на ППОИ;
- τ^Q – длительность обработки и контроля качества информации об ОМ на ППОИ;
- p^α – вероятность ошибки первого рода при контроле информации об ОМ – вероятность того, что полученная информация соответствует всем требованиям, но не будет обработана и передана потребителю;
- p^β – вероятность ошибки второго рода при контроле информации – вероятность того, что потребителю будет передана информация, не соответствующая требованиям по качеству.

Следует отметить, что в данной постановке рассмотрена наиболее общая структура КФСМ, которая может быть уточнена для частных случаев построения КФСМ. Например, в большинстве случаев, ПУ и ППОИ расположены в одном месте и составляют единую подсистему, следовательно, характеристики информационного обмена этих подсистем с ПСИ будут совпадать. Другим примером является использование в составе ПСИ сенсоров, расположенных стационарно на ОМ. В этом случае глобальность ПСИ равна единице.

Вероятность получения информации об ОМ является функцией времени и характеристик процесса функционирования КФСМ, вероятность обеспечения требуемого качества информации определяется показателем $w^И$. Таким образом, эффективность функционирования КФСМ есть вероятность получения информации об ОМ за время $t = \tau^X$:

$$\Xi = P(W^{BX}, W^{ПСИ}, W^{ПУ}, W^{ППОИ}, t) \Big| t = \tau^X.$$

Потенциальной эффективностью функционирования КФСМ Ξ_{Π} является вероятность выполнения целевой задачи, достигаемая при некоторых оптимальных значениях параметров подсистемы управления $W_{\text{ОПТ}}^{ПУ}$, под которыми понимаются значения, обеспечивающие при текущих значениях остальных параметров оптимальную эффективность:

$$W_{\text{ОПТ}}^{ПУ} = \operatorname{argmax}_{W^{ПУ}} P(W^{BX}, W^{ПСИ}, W^{ПУ}, W^{ППОИ}, t) \Big| t = \tau^X.$$

Тогда эффективность управления КФСМ определяется степенью достижения потенциальной эффективности функционирования КФСМ при реальных (заданных) значениях параметров ПУ, которая рассчитывается по формуле

$$\Xi^y = \frac{\Xi_p}{\Xi_{\Pi}} = \frac{P(W^{BX}, W^{ПСИ}, W^{ПУ}, W^{ППОИ}, t)}{P(W^{BX}, W^{ПСИ}, W_{\text{ОПТ}}^{ПУ}, W^{ППОИ}, t)} \Big| t = \tau^X,$$

где Ξ_p – реальная (рассчитанная для заданных значений характеристик ПУ) эффективность функционирования КФСМ.

Ввиду массовости происходящих процессов и устойчивости характеристик во времени принято допущение о том, что поток событий изменения состояний КФСМ стационарный пуассоновский.

МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КИБЕРФИЗИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Особенностями функционирования современных КФСМ являются длительное время, территориальная разобщенность и большое количество как ОМ, так и средств мониторинга. В связи с этим, процесс их функционирования имеет массовый характер, что обусловило выбор теории непрерывных марковских процессов в качестве теоретической основы для построения модели процесса функционирования КФСМ [126].

Процесс функционирования КФСМ представляет собой случайный процесс, в котором можно выделить отдельные дискретные состояния (рис. 2).

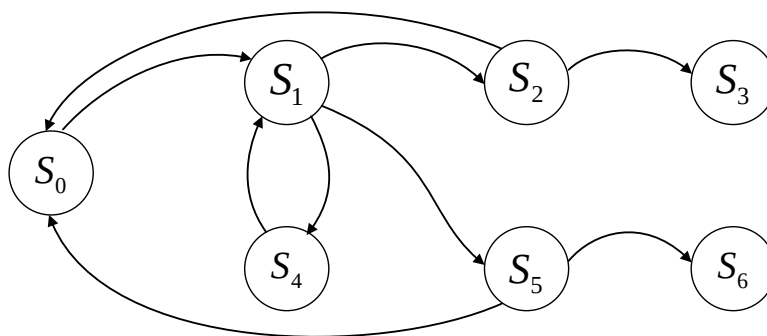


Рис. 2. Граф переходов между состояниями КФСМ

Состояние S_0 – начало планирования заявки на получение информации в КФСМ. Из S_0 КФСМ переходит в состояние S_1 , соответствующее началу выполнения заявки. Переход $S_0 \rightarrow S_1$ осуществляется при условии формирования заявки и передачи ее техническим средствам ПСИ на выполнение. Из состояния S_1 КФСМ может перейти в следующие состояния:

- состояние S_2 – задача управления выполнена, цель достигнута (т. е. требуемая информация получена с требуемым качеством);
- состояние S_5 – задача управления выполнена, цель не достигнута (технические средства ПСИ не передали требуемую или передали ошибочную информацию);
- состояние S_4 – нештатная ситуация в процессе функционирования ПСИ (отказ оборудования, внешнее воздействие и т. п.).

Переходы $S_1 \rightarrow S_2$ и $S_1 \rightarrow S_5$ осуществляются при условии окончания выполнения заявки передачи информации на ППОИ. Переход $S_1 \rightarrow S_4$ может произойти в случае возникновения нештатной ситуации, а также при ошибочной идентификации нештатной ситуации. Обратный переход $S_4 \rightarrow S_1$ осуществляется при условии реагирования на НШС со стороны ПУ (назначения, передачи заявки другому техническому средству ПСИ, восстановления работоспособности и т. д.) и передачи управляющего воздействия на ПСИ.

Из состояния S_2 КФСМ может перейти в состояние S_3 , соответствующее успешному выполнению заявки, и в состояние S_0 в случае ошибочного принятия решения о невыполнении заявки. Из состояния S_5 КФСМ может перейти в состояние S_0 в случае принятия решения о невыполнении заявки в состоянии S_6 , соответствующем невыполнению заявки. Переход $S_5 \rightarrow S_6$ осуществляется в случае ошибочного принятия решения о получении требуемой информации.

Таким образом, данная модель объединяет процессы управления КФСМ средствами ПУ (переходы $S_0 \rightarrow S_1$, $S_1 \rightarrow S_4$ и $S_4 \rightarrow S_1$), функционирования ПСИ (переходы $S_1 \rightarrow S_4$, $S_1 \rightarrow S_2$ и $S_1 \rightarrow S_5$) и контроля качества информации на ППОИ (переходы $S_2 \rightarrow S_3$, $S_2 \rightarrow S_0$, $S_5 \rightarrow S_6$ и $S_5 \rightarrow S_0$).

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ КИБЕРФИЗИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ

Из допущения о пуассоновском потоке событий изменения состояний КФСМ следует, что интенсивности переходов считаются постоянными во времени. Рассмотрим соотношения для определения этих интенсивностей через исходные данные. Переход $S_0 \rightarrow S_1$ состоит из двух последовательно выполняемых этапов: составления плана выполнения заявки средствами ПУ и передачи заявки на УМ. Длительность передачи заявки на ПСИ $\tau_{\text{ПРД}}^x$ определяется через характеристики ПУ и объем передаваемой управленческой и целевой информации:

$$\tau_{\text{ПРД}}^x = \frac{(v^x + v^u)}{\mu^u \psi^u \eta^u}. \quad (1)$$

Таким образом, интенсивность перехода $S_0 \rightarrow S_1$ определяется соотношением

$$\lambda_{01} = \frac{1}{\tau^u + \tau_{\text{ПРД}}^x} = \frac{1}{\tau^u + \frac{(v^x + v^u)}{\mu^u \psi^u \eta^u}} = \frac{\mu^u \psi^u \eta^u}{\tau^u \mu^u \psi^u \eta^u + (v^x + v^u)}. \quad (2)$$

Интенсивность выполнения заявки определяется в зависимости от загруженности ПСИ:

$$\mu_{\text{вып}} = \begin{cases} \frac{w^{\text{П}} w^{\text{Г}} w^{\text{H}}}{w^{\text{О}} \lambda^{\text{Х}}}, & \frac{\lambda^{\text{Х}}}{w^{\text{П}}} > 1 \text{ (ПСИ перегружена)}; \\ \frac{w^{\text{Г}} w^{\text{H}}}{w^{\text{О}}}, & \frac{\lambda^{\text{Х}}}{w^{\text{П}}} \leq 1 \text{ (ПСИ недогружена)}. \end{cases} \quad (3)$$

В данном выражении $\frac{\lambda^{\text{Х}}}{w^{\text{П}}}$ – коэффициент загрузки ПСИ, который характеризует соотношение входного потока заявок относительно номинального (используемого при расчете тактико-технических характеристик КФСМ).

Длительность передачи информации об ОМ на ППОИ определяется характеристиками канала связи ПСИ $\rightarrow$ ППОИ, через который информация передается на ППОИ:

$$\tau_{\text{прд}}^{\text{Y}} = \frac{v^{\text{Y}}}{\mu^{\text{Y}} \psi^{\text{Y}} \eta^{\text{Y}}}. \quad (4)$$

Интенсивность перехода $S_1 \rightarrow S_2$, таким образом, определяется соотношением

$$\lambda_{12} = \frac{r^{\text{И}}}{\frac{1}{\mu_{\text{вып}}} + \frac{v^{\text{Y}}}{\mu^{\text{Y}} \psi^{\text{Y}} \eta^{\text{Y}}}} = \frac{\mu^{\text{Y}} \psi^{\text{Y}} \eta^{\text{Y}} \mu_{\text{вып}} w^{\text{И}}}{\mu^{\text{Y}} \psi^{\text{Y}} \eta^{\text{Y}} + v^{\text{Y}} \mu_{\text{вып}}}, \quad (5)$$

а интенсивность перехода $S_1 \rightarrow S_5$ –

$$\lambda_{15} = \frac{\mu^{\text{Y}} \psi^{\text{Y}} \eta^{\text{Y}} \mu_{\text{вып}} (1 - w^{\text{И}})}{\mu^{\text{Y}} \psi^{\text{Y}} \eta^{\text{Y}} + v^{\text{Y}} \mu_{\text{вып}}}. \quad (6)$$

Ситуация, требующая вмешательства ПУ в процесс функционирования УМ, возникает в двух случаях:

1) в случае возникновения НШС:

$$\lambda_{\text{НШС}} = n \cdot \lambda^{\bar{z}}, \quad (7)$$

где $\lambda^{\bar{z}}$ – интенсивность возникновения НШС на одном УМ, $\lambda^{\bar{z}} = \frac{1}{\tau_{\text{НШС}}}$;

2) в случае ошибочного решения о НШС:

$$\lambda_{\text{ошр}} = \frac{1}{\frac{\tau^{\text{Z}}}{\pi(1-d)} + \frac{v^{\text{Z}}}{\mu^{\text{U}} \psi^{\text{U}} \eta^{\text{U}}}} = \frac{\mu^{\text{U}} \psi^{\text{U}} \eta^{\text{U}} \pi(1-d)}{\tau^{\text{Z}} \mu^{\text{U}} \psi^{\text{U}} \eta^{\text{U}} + v^{\text{Z}} \pi(1-d)}. \quad (8)$$

Таким образом, интенсивность перехода $S_1 \rightarrow S_4$ определяется выражением

$$\lambda_{14} = \lambda_{\text{НШС}} + \lambda_{\text{ошр}}. \quad (9)$$

Интенсивность парирования НШС при выполнении заявки (переход $S_4 \rightarrow S_1$) рассчитывается на основании характеристик ПУ и канала связи внутри КФСМ:

$$\lambda_{41} = \frac{1}{\frac{\tau^{\text{Z}}}{\pi \cdot d} + \frac{2v^{\text{Z}}}{\mu^{\text{U}} \psi^{\text{U}} \eta^{\text{U}}} + \tau^{\text{U}}} = \frac{\pi \cdot d \cdot \mu^{\text{U}} \psi^{\text{U}} \eta^{\text{U}}}{\tau^{\text{Z}} \mu^{\text{U}} \psi^{\text{U}} \eta^{\text{U}} + 2\pi d v^{\text{Z}} + \tau^{\text{U}} \mu^{\text{U}} \psi^{\text{U}} \eta^{\text{U}} \pi d}. \quad (10)$$

Интенсивности переходов при анализе качества информации по характеристикам ППОИ выглядят следующим образом:

$$\lambda_{23} = \frac{(1-p^\alpha)}{\tau^Q}; \quad (11)$$

$$\lambda_{20} = \frac{p^\alpha}{\tau^Q}; \quad (12)$$

$$\lambda_{56} = \frac{p^\beta}{\tau^Q}; \quad (13)$$

$$\lambda_{50} = \frac{(1-p^\beta)}{\tau^Q}. \quad (14)$$

Исходя из графа состояний можно сделать вывод, что входной поток заявок дополняется отработанными заявками, которые ошибочно были забракованы ППОИ, и неотработанными заявками, которые были правильно определены ППОИ. Таким образом, интенсивность входного потока

$$\lambda_{\text{BX}} = \lambda^X + \lambda^X (1-r^И)(1-p^\beta) + \lambda^X r^И p^\alpha. \quad (15)$$

Динамика изменения вероятностей состояний во времени КФСМ определяется решением системы дифференциальных уравнений, составленных по графу на рис. 2 по правилу А. Н. Колмогорова [177]:

$$\begin{cases} \dot{p}_0(t) = p_2(t)\lambda_{20} + p_5(t)\lambda_{50} - p_0(t)\lambda_{01} \\ \dot{p}_1(t) = p_0(t)\lambda_{01} + p_4(t)\lambda_{41} - p_1(t)(\lambda_{12} + \lambda_{15} + \lambda_{14}) \\ \dot{p}_2(t) = p_1(t)\lambda_{12} - p_2(t)(\lambda_{20} + \lambda_{23}) \\ \dot{p}_3(t) = p_2(t)\lambda_{23} \\ \dot{p}_4(t) = p_1(t)\lambda_{14} - p_4(t)\lambda_{41} \\ \dot{p}_5(t) = p_1(t)\lambda_{15} - p_5(t)(\lambda_{50} + \lambda_{56}) \\ \dot{p}_6(t) = p_5(t)\lambda_{56} \end{cases}, \quad (16)$$

где $p_i(t)$ – вероятность нахождения КФСМ в i -м состоянии в момент времени t .

Начальным состоянием процесса является состояние S_0 , следовательно, вектор начального состояния

$$(p_0(t), p_1(t), p_2(t), p_3(t), p_4(t), p_5(t), p_6(t)) \Big|_{t=0} = (1, 0, 0, 0, 0, 0, 0). \quad (17)$$

Цель процесса функционирования системы заключается в переходе системы в невозвратное состояние S_3 за время τ^X . Следовательно, эффективность управления КФСМ определяется по формуле

$$\Theta_y = \frac{p_3(W^{\text{BX}}, W^{\text{ПСИ}}, W^{\text{ПУ}}, W^{\text{ППОИ}}, t) \Big|_{t=\tau^X}}{p_3(W^{\text{BX}}, W^{\text{ПСИ}}, W^{\text{ПУ}}, W^{\text{ППОИ}}, t)} \quad (18)$$

Вероятность p_3 определяется путем решения системы (16). Для решения системы могут быть использованы известные методы численного интегрирования или специализированные программные комплексы.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНИВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ КИБЕРФИЗИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ МОНИТОРИНГА УДАЛЕННЫХ ОБЪЕКТОВ

При моделировании была рассмотрена КФСМ объектов в удаленном районе. Объекты мониторинга расположены равномерно по всему району. ПСИ состоит из $n = 200$ подвижных однотипных УМ. Среднее время выполнения заявки на получение информации $w^0 = 0,75$ ч. Максимальная производительность $w^1 = 20$ заявок/ч, глобальность ПСИ определяется на уровне $w^2 = 0,9$, непрерывность ПСИ составляет $w^3 = 0,5$ (т. е. каждый ОМ может наблюдаться только в половине всего времени функционирования КФСМ), информационная достаточность ПСИ $w^4 \approx 0,95$. Длительность безотказной работы УМ определяется на уровне современных требований к надежности $\tau^{\text{ншс}} \approx 10^5$ ч.

Характеристики информационных массивов данных при функционировании КФСМ:

- 1) объем данных о заявке $v^x = 0,5$ Мбит ;
- 2) объем телеметрической информации для одного УМ $v^z = 0,5$ Мбит ;
- 3) объем информации, содержащей управляющие воздействия $v^u = 0,5$ Мбит;
- 4) объем информации об ОМ $v^y = 40$ Гбит .

Характеристики канала связи ПУ $\rightarrow$ ППСИ:

- 1) пропускная способность каналов передачи данных $\mu^u = 300$ Мбит/с;
- 2) глобальность информационного обмена $\psi^u = 0,99$;
- 3) непрерывность информационного обмена $\eta^u = 0,99$.

Характеристики канала связи ПСИ $\rightarrow$ ППОИ:

- 1) пропускная способность $\mu^y = 300$ Мбит/с;
- 2) глобальность передачи информации $\psi^y = 0,2$;
- 3) обеспечивается режим функционирования ППОИ, близкий к непрерывному: $\eta^y = 0,99$.

Характеристики ППОИ в части выдачи информации потребителю:

- 1) длительность проверки качества информации об ОМ на ППОИ $\tau^q = 0,1$ ч;
- 2) вероятность ошибки первого рода $p^a = 0,05$;
- 3) вероятность ошибки второго рода $p^b = 0,05$.

Целью функционирования КФСМ является выполнение заявок на наблюдение объекта мониторинга, поступающих с интенсивностью $\lambda^x = 30$ 1/ч. Задачей проводимых экспериментов является исследование зависимости эффективности управления, определяемой по формуле (18), от требуемой оперативности получения информации τ^x для различных характеристик ПУ.

Динамика изменения вероятностей состояний КФСМ (рис. 3) получена путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений (16). На графике отмечено значение эффективности функционирования КФСМ для различных значений требуемой оперативности выполнения заявки на получение информации об ОМ τ^x .

На рис. 4 представлена зависимость эффективности функционирования КФСМ от времени для длительности планирования $\tau^u = 30$ мин. , длительности анализа данных о состоянии ПСИ $\tau^z = 10$ мин. , полноте данных о состоянии ППСИ $\pi = 0,95$, достоверности данных $d = 0,95$. Анализ графика показывает, что степень реализации потенциальных возможностей КФСМ с данными характеристиками принимает достаточно высокие значения ($>0,85$) при длительном потребном времени выполнения заявки.

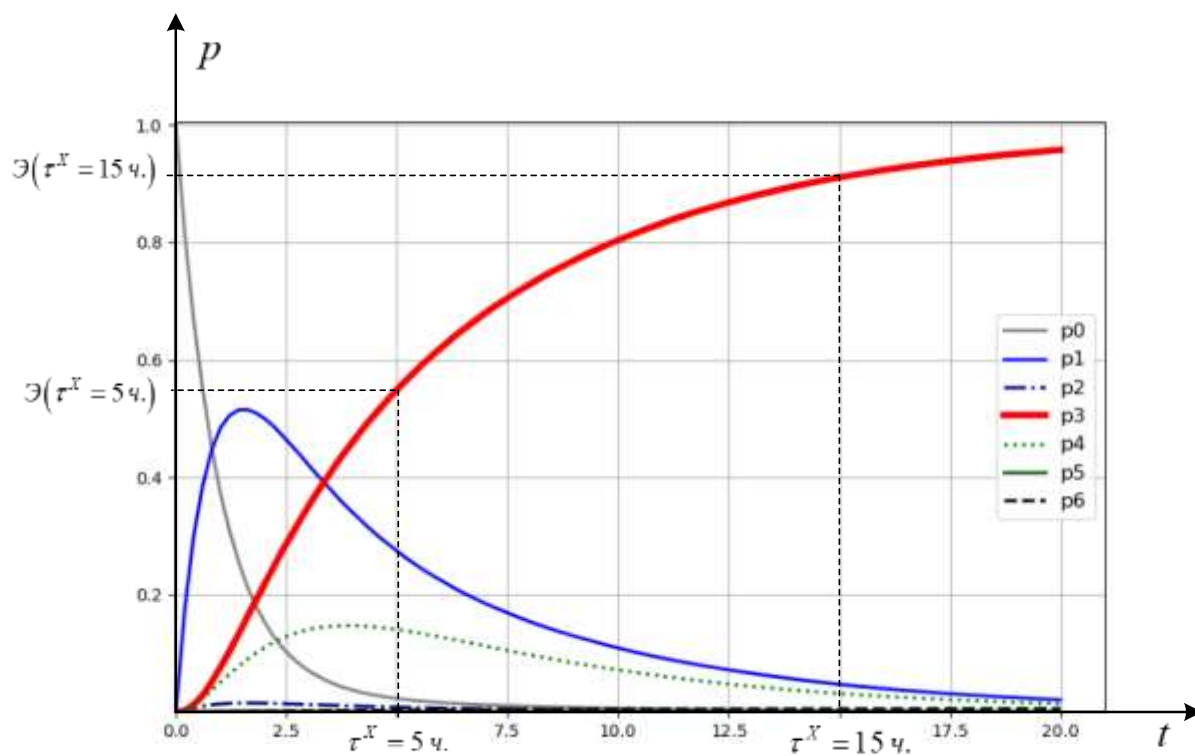


Рис. 3. Динамика изменения вероятностей состояний КФСМ

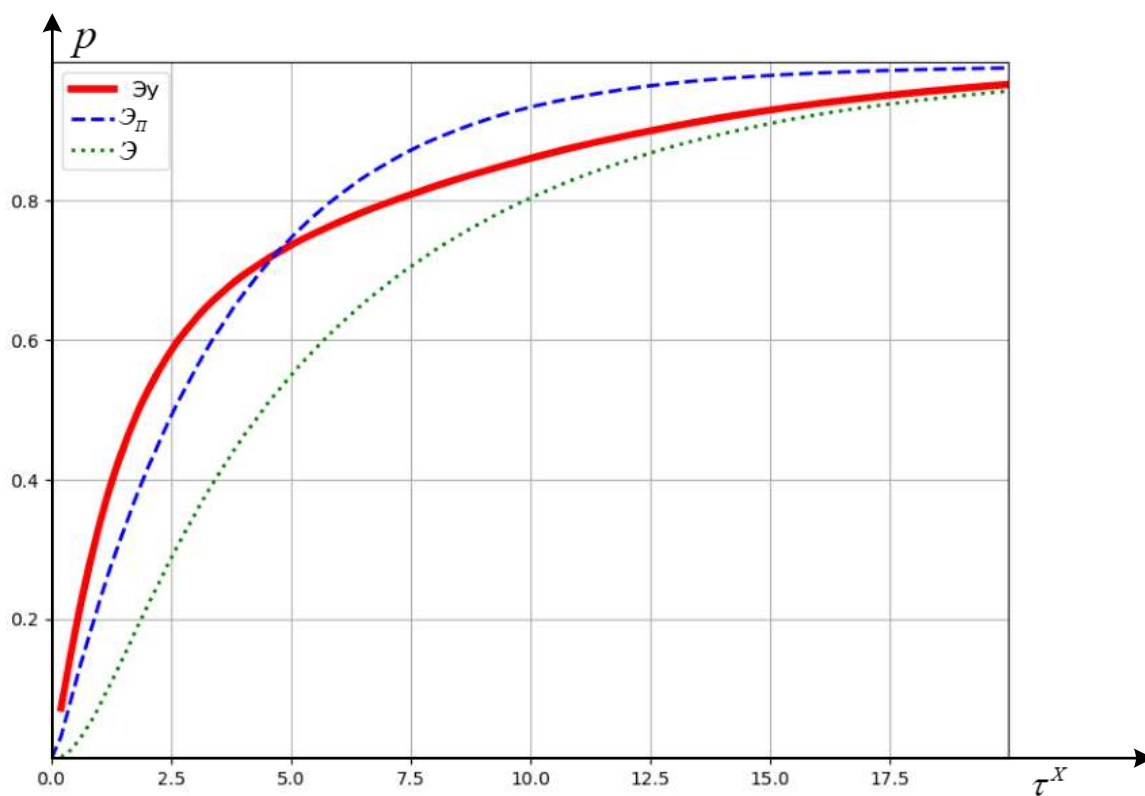


Рис. 4. Зависимость эффективности функционирования КФСМ от требуемой оперативности выполнения заявки

Зависимость эффективности управления КФСМ от требуемой оперативности выполнения заявки на получение информации для различных вариантов характеристик КФСМ представлена на рис. 5. Графики построены для следующих вариантов:

- вариант 1: $\tau^U = 10$ мин., $\tau^Z = 10$ мин., $d = 0.9$, $\pi = 0.6$;
- вариант 2: $\tau^U = 20$ мин., $\tau^Z = 10$ мин., $d = 0.999$, $\pi = 0.99$;
- вариант 3: $\tau^U = 1$ мин., $\tau^Z = 1$ мин., $d = 0.9$, $\pi = 0.9$;
- вариант 4: $\tau^U = 10$ мин., $\tau^Z = 1$ мин., $d = 0.999$, $\pi = 0.8$.

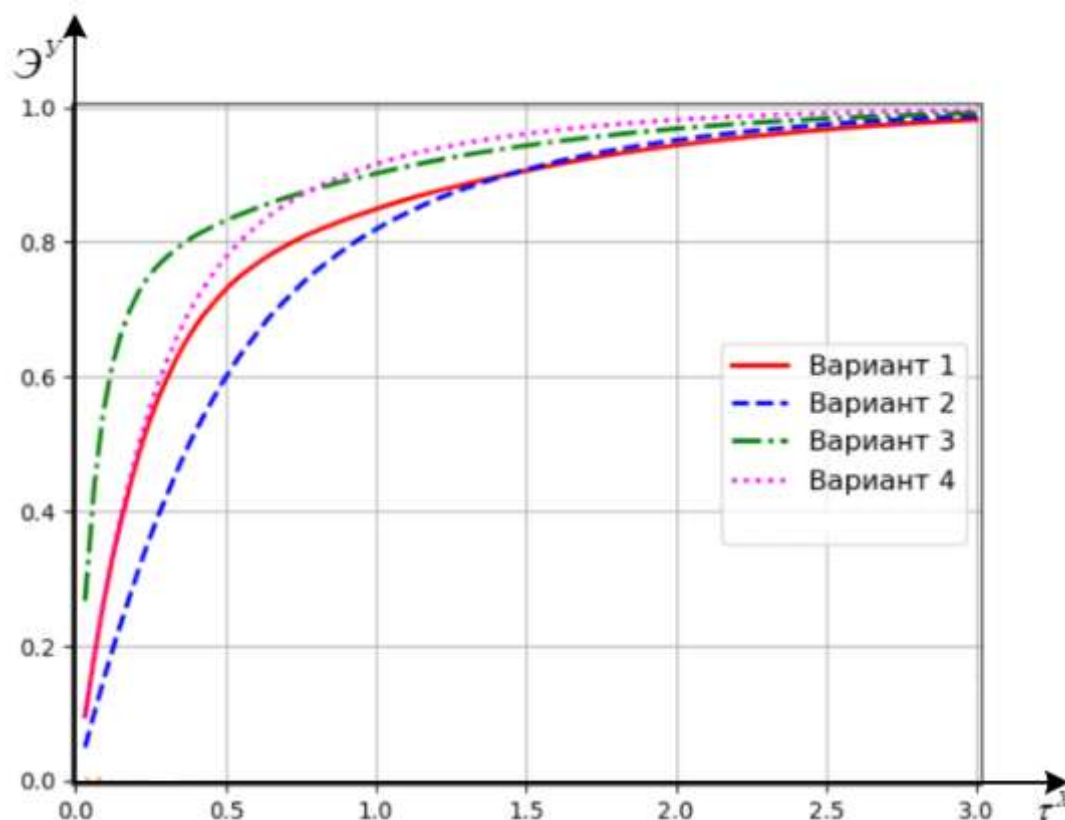


Рис. 5. Зависимость эффективности управления КФСМ от времени для различных вариантов характеристик КФСМ

Анализ полученных зависимостей позволяет сделать вывод о возможности достижения одной и той же эффективности управления КФСМ при различных комбинациях характеристик ПУ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная в работе методика является развитием научно-методического аппарата оценивания эффективности сложных организационно-технических систем и может использоваться в задачах:

- оценивания эффективности функционирования и управления КФСМ;
- анализа влияния изменений отдельных характеристик ПУ на эффективность управления КФСМ;
- обоснования выбора технологий управления КФСМ, обеспечивающих заданные показатели эффективности управления;

- параметрического синтеза новых КФСМ на стадии внешнего проектирования и обоснования разработки;
- обоснования направлений совершенствования существующих КФСМ и их ПУ.

Разработанная методика учитывает характеристики всех функций управления, что позволяет применять ее для обоснования рациональных вариантов построения КФСМ.

Список использованных источников

1. Фролов А. П., Колпин М. А., Проценко П. А. Метод планирования операций управления космическими аппаратами многоспутниковой орбитальной группировки // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2020. – № 4 (114). – С. 69–75.
2. Коваленко А. Ю., Кульвиц А. В., Винокуров Р. А. Обоснование показателя эффективности функционирования разнородной орбитальной группировки малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2024. – № 1 (131). – С. 58–63. – DOI: 10.53816/20753608_2024_1_58.
3. Концептуальная модель орбитальной системы мониторинга космической обстановки в области средних и высоких орбит / Е. П. Минаков [и др.] // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – № 2. – С. 230–235. – DOI: 10.24412/2071-6168-2023-2-230-236.
4. Капустян С. Г., Орда-Жигулина М. В., Орда-Жигулина Д. В. Метод робастно-устойчивого управления движением группы мобильных роботов с «лидером» для систем мониторинга и прогнозирования опасных процессов и обеспечения безопасности населения и береговой инфраструктуры // Наука Юга России. – 2021. – Т. 17, № 2. – С. 66–73. – DOI: 10.7868/S25000640210207.
5. Филяев Г. А., Вилисов В. Я. Алгоритм концептуального проектирования системы мониторинга объекта коллаборативной мультиагентной робототехнической системой // Инженерный вестник Дона. – 2021. – № 5 (77). – С. 151–164.
6. Маевский А. М., Печайко И. А. Опыт и перспективы применения групп морских робототехнических комплексов глайдерного типа для решения задач мониторинга и патрулирования акваторий // Экстремальная робототехника. – 2024. – № 1 (34). – С. 99–104.
7. Проничев А. П., Виткова Л. А. Моделирование мультиагентной системы киберфизических устройств для решения проблем управления и контроля безопасности периметра // Международный научно-исследовательский журнал. – 2019. – № 9-1 (87). – С. 14–19. – DOI: 10.23670/IRJ.2019.87.9.003.
8. Система контроля химического и радиоактивного загрязнения параметров морской среды в районах расположения подводных потенциально опасных объектов / А. И. Вялышев [и др.] // Российская Арктика. – 2024. – Т. 6, № 3 (26). – С. 5–14. – DOI: 10.24412/2658-42552024-3-05-14.
9. Замшин В. В., Воробьев В. Е. Применение комплексной наземно-космической системы для мониторинга антропогенных воздействий на прибрежные акватории Черного моря // Исследование Земли из космоса. – 2020. – № 5. – С. 25–42. – DOI: 10.31857/S0205961420050097.
10. ГОСТ Р 71576-2024. Системы киберфизические. Общие положения : введ. 01.01.2025 / разработ. НП «Русское биометрическое общество», ФГБУ «Институт стандартизации». – М. : Российский институт стандартизации, 2024. – 8 с.
11. Колпин М. А., Проценко П. А., Хлебников С. Г. Метод планирования передачи информации в системе связи с динамической топологией сети на основе обхода графа // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. – 2023. – № 2 (158). – С. 3–10.
12. Минаков Е. П., Привалов А. Е., Бугайченко П. Ю. Модель оценивания эффективности управления многоспутниковыми орбитальными системами // Труды МАИ. – 2022. – № 125. – DOI: 10.34759/trd-2022-125-24.

13. Управление космическими аппаратами и средствами наземного комплекса управления : учебник / Ю. С. Мануйлов [и др.]; под общ. ред. Ю. С. Мануйлова. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2010. – 609 с.
14. Петухов Г. Б., Якунин В. И. Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем. – М. : АСТ, 2006. – 504 с.
15. Колмогоров А. Н. Число попаданий при нескольких выстрелах и общие принципы оценки эффективности системы стрельбы // Труды Математического института имени В. А. Стеклова. – 1945. – № 12. – С. 7–25.
16. Военная системотехника и системный анализ : учебник / А. Н. Павлов [и др.]; под общ. ред. А. Н. Павлова. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2010. – 251 с.
17. Кремер Н. Ш. Теория вероятностей и математическая статистика : учебник. – 2-е изд. – М. : Юнити-Дана, 2004. – 573 с.

А. А. Авксентьев,
кандидат технических наук, доцент;
Е. В. Котяшов,
доктор технических наук

МЕТОД НАИМЕНЬШЕГО ОТРЕЗКА ДЛЯ РАСЧЕТА КООРДИНАТ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА ПО НЕРАВНОТОЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ ОТ КАМЕР НАБЛЮДЕНИЯ

Излагается последовательность действий для расчета координат космического объекта методом наименьшего отрезка с применением неравноточной информации от двух камер наблюдения. По дисперсии координат места нахождения камеры наблюдения, угловой разрешающей способности камеры и расстоянию от нее до наименьшего отрезка между линиями визирования рассчитывается дисперсия вычисляемого положения космического объекта на наименьшем отрезке. С учетом двух рассчитанных дисперсий, полученных по информации от двух камер наблюдения, определяется максимально правдоподобное расположение космического объекта. Получены зависимости для проведения расчетов и разработана программа для вычисления оценки математического ожидания точности результата. Расчеты подтверждают сходимость результатов к истинным координатам космического объекта.

Ключевые слова: космический аппарат, метод наименьшего отрезка, координаты космического объекта, ошибки измерений, линия визирования.

ВВЕДЕНИЕ

При прогнозе параметров движения космических объектов (КО), расчете срока их активного существования, определении координат места падения и решении ряда других задач, связанных с движением КО, требуется знание навигационных параметров исследуемых объектов. На борту КО не всегда имеется аппаратура для передачи таких параметров потребителям. Поэтому расчет координат космического объекта рассматриваемым методом является актуальной научно-технической задачей.

Наиболее близким к рассматриваемому является метод расчета, описанный в работе [1]. Он позволяет вычислять координаты КО по равноточной информации от камер наблюдения (КН). Однако на практике часто возникает необходимость расчета по неравноточной информации. Именно такой случай рассматривается в данной работе и его можно считать наиболее общим для двух линий визирования (ЛВ) КО, направления которых определяются с помощью КН.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Дано:

- координаты двух камер наблюдения $КН_1$ и $КН_2$, на момент визирования КО составляют x_{10}, y_{10}, z_{10} и x_{20}, y_{20}, z_{20} соответственно;
- направляющие косинусы линий визирования $ЛВ_1$ и $ЛВ_2$ камерами наблюдения $КН_1$ и $КН_2$ на момент визирования равны l_1, m_1, n_1 и l_2, m_2, n_2 соответственно;
- угловые дисперсии $ЛВ_1$ и $ЛВ_2$ составляют $D_{КН1}$ и $D_{КН2}$ соответственно.

Постановка задачи показана на рис. 1, где обозначены:

AB и EG – $ЛВ_1$ и $ЛВ_2$ соответственно;

BG – наименьший отрезок (НО) между $ЛВ_1$ и $ЛВ_2$;

C – точка с неизвестными координатами, в которой предположительно находится центр масс (ЦМ) КО.

$$- \frac{l_2(x_{20} - x_{10}) + m_2(y_{20} - y_{10}) + n_2(z_{20} - z_{10})}{1 - (l_1 l_2 + m_1 m_2 + n_1 n_2)^2}; \quad (3)$$

$$p_1^* = l_1(x_{20} - x_{10}) + m_1(y_{20} - y_{10}) + n_1(z_{20} - z_{10}) + p_2^*(l_1 l_2 + m_1 m_2 + n_1 n_2). \quad (4)$$

Этап 2. Путем подстановки значений (3) и (4) в (1) и (2) рассчитываются координаты крайних точек НО x_B, y_B, z_B и x_G, y_G, z_G :

$$x_B = x_{10} + l_1 p_1^*, \quad y_B = y_{10} + m_1 p_1^*, \quad z_B = z_{10} + n_1 p_1^*; \quad (5)$$

$$x_G = x_{20} + l_2 p_2^*, \quad y_G = y_{20} + m_2 p_2^*, \quad z_G = z_{20} + n_2 p_2^*. \quad (6)$$

Определяется длина НО:

$$d = \sqrt{(x_B - x_G)^2 + (y_B - y_G)^2 + (z_B - z_G)^2}. \quad (7)$$

Этап 3. Для проведения дальнейших расчетов требуется доказательство того, что НО перпендикулярен каждой из двух линий визирования КО. Доказательство проводится методом от противного.

Пусть $B'G$ является наименьшим отрезком между линиями визирования. Предположим, что угол $AB'G$ не равен 90 градусам. Из точки G опустим перпендикуляр на $ЛВ_1$ в точку B' и рассмотрим образовавшийся прямоугольный треугольник $DB'B$. В нем катет BD меньше гипотенузы $B'D$. Получается, что $B'D$ не является наименьшим отрезком между линиями визирования, что невозможно по условию задачи. Противоречие исчезает, только если угол $AB'G$ является прямым, что и доказывает перпендикулярность НО каждой из двух линий визирования КО. Перпендикулярность облегчает переход от дисперсий D_{KH1} и D_{KH2} , выраженных в угловой мере, к дисперсиям D_1 и D_2 , выраженным в единицах длины наименьшего отрезка.

Смещение любой точки ЛВ складывается из двух взаимно независимых составляющих: изменения координат КН и изменения направления ЛВ.

Изменение координат КН₁ без изменения направления ЛВ₁ приводит к равновеликому изменению координат любой точки ЛВ₁, в том числе и точки B .

Изменение направления ЛВ₁ без изменения координат КН₁ приводит к смещению точки B пропорциональному как углу изменения направления, так и изменению расстояния от КН₁ до НО.

Линейное среднее квадратическое отклонение (СКО) [4] любой точки ЛВ₁, в том числе точки B в направлении НО, определяется как $p_1^* \operatorname{tg} \left(\sqrt{D_{KH1}} \right)$.

Дисперсия суммы взаимно независимых величин равна сумме дисперсий [3]. Следовательно:

$$D_1 = D_{10} + (p_1^*)^2 \operatorname{tg}^2 D_{KH1}; \quad (8)$$

$$D_2 = D_{20} + (p_2^*)^2 \operatorname{tg}^2 D_{\text{KH2}}. \quad (9)$$

Этап 4. Составляется выражение для плотности вероятности события, состоящего в расположении точки C на расстоянии a от точки B и на расстоянии $d - a$ от точки G :

$$f_1(a) f_2(d-a) = \frac{1}{2\pi\sqrt{D_1 D_2}} \exp \left[-\frac{a^2}{2D_1} - \frac{(d-a)^2}{2D_2} \right]. \quad (10)$$

Наиболее правдоподобным является значение a^* , при котором плотность вероятности (10) достигает максимума. В этой точке выполняется условие

$$\frac{d \left[f_1(a^*) f_2(d-a^*) \right]}{d a} = 0. \quad (11)$$

Применение условия (11) приводит к значению

$$a^* = \frac{D_1}{D_1 + D_2} d. \quad (12)$$

Этап 5. Наиболее правдоподобное положение точки C на НО рассчитывается с помощью полученного значения a^* и линейной интерполяции координат крайних точек отрезка BG :

$$\begin{aligned} x_C &= x_B + \frac{a^*}{d} (x_G - x_B); \\ y_C &= y_B + \frac{a^*}{d} (y_G - y_B); \\ z_C &= z_B + \frac{a^*}{d} (z_G - z_B). \end{aligned} \quad (13)$$

ПРИМЕРЫ РАСЧЕТОВ

Разработана компьютерная программа, выполняющая вычисления координат ЦМ КО методом наименьшего отрезка. Выполнены статистические расчеты при исходных данных, которые с высокой вероятностью могут наблюдаться в реальном полете:

- КН₁ и КН₂ установлены на борту космических аппаратов, находящихся на геостационарной орбите (ГСО) в точках стояния 0 долготы и 0,021⁰ з. д. соответственно;
- в момент измерений истинное положение ЦМ КО находится над точкой 0 широты и 0,0105⁰ з. д. на 100 км выше ГСО;
- направления ЛВ₁ и ЛВ₂ определяются с угловыми дисперсиями $D_{\text{KH1}} = 1$ (угл. мин.)² и $D_{\text{KH2}} = 4$ (угл. мин.)² соответственно.

На рис. 2–4 приведены оценки математического ожидания (МО) расстояния ΔR от получаемого до истинного положения ЦМ КО при различном числе статистических испытаний n .

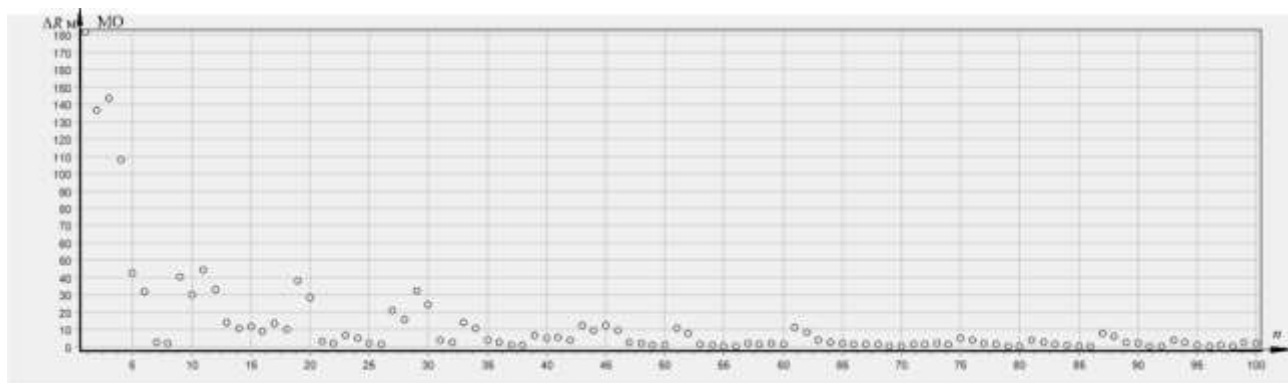


Рис. 2. Оценки МО ΔR при числе статистических испытаний $n \in [1, 100]$

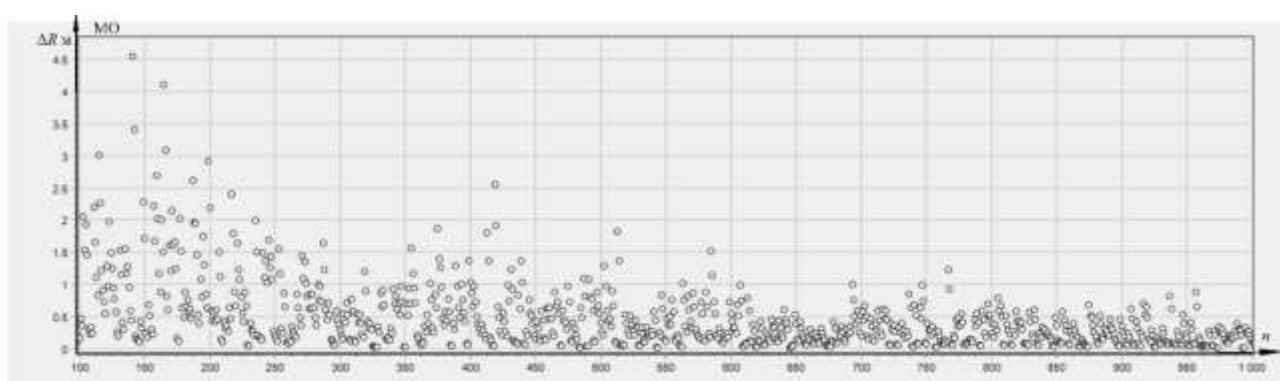


Рис. 3. Оценки МО ΔR при числе статистических испытаний $n \in (100, 1000]$

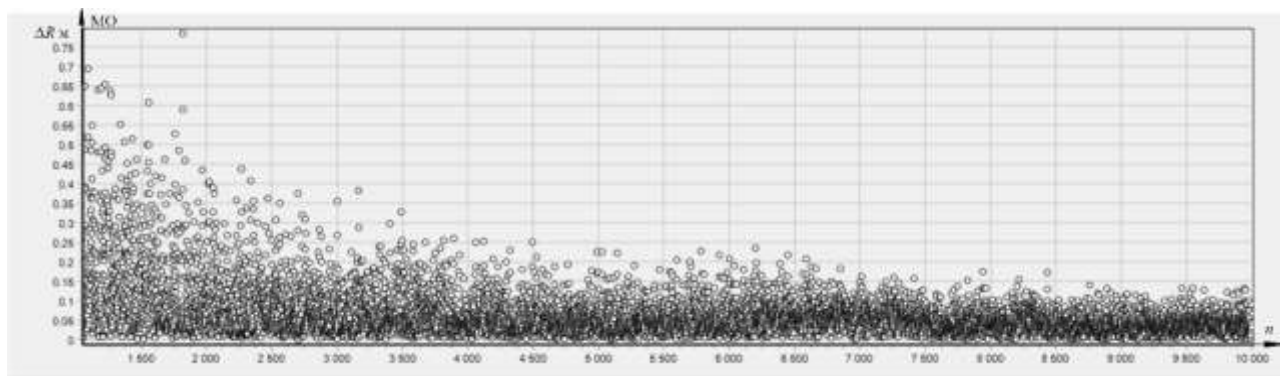


Рис. 4. Оценки МО ΔR при числе статистических испытаний $n \in (1000, 10000]$

Здесь по оси ординат откладывается величина получаемой оценки ΔR в метрах, а по оси абсцисс – число проведенных статистических испытаний n . Результаты представлены на трех рисунках, поскольку при $n \in (1, 100]$, $n \in (100, 1000]$ и $n \in (1000, 10000]$ необходимо применять неодинаковый масштаб представления ΔR . При $n = 1$ значение ΔR достигает сотен метров, в окрестности $n = 100$ величина ΔR не превышает единиц метров, а в окрестности $n = 10^4$ значения ΔR лежат в пределах 0,15 м. Представленные результаты подтверждают приближение МО получаемых расположений к истинному положению ЦМ КО с увеличением n .

На рис. 5 представлены результаты расчетов плотности вероятности нахождения ЦМ КО в различных точках НО.

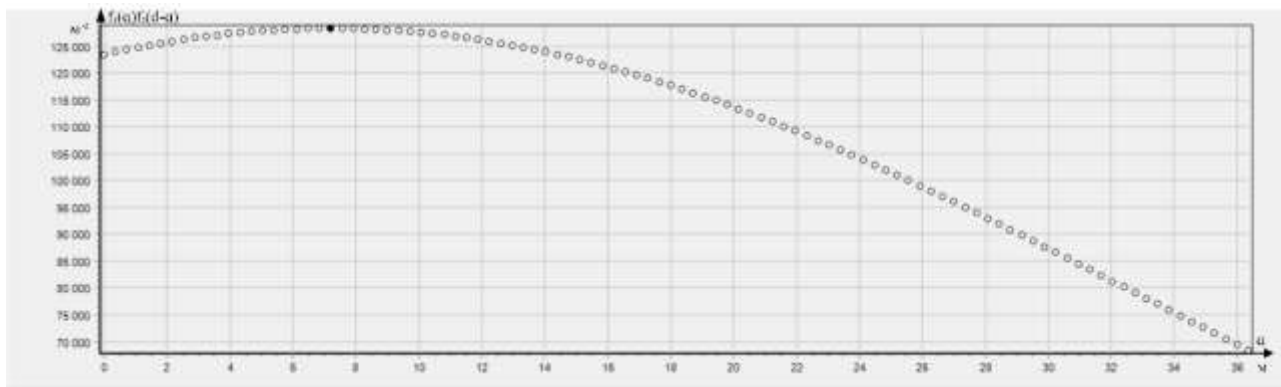


Рис. 5. Плотность вероятности нахождения ЦМ КО в различных точках НО

На рис. 5 по оси абсцисс указаны значения a [м], а по оси ординат – вычисляемые по формуле (10) значения плотности вероятности $f_1(a) f_2(d-a)$ [м⁻²]. Величины a изменялись от 0 до длины наименьшего отрезка d с шагом $0,01d$. Координаты полученных точек отмечены светлыми кружками. Черным кружком отмечено положение точки с абсциссой, рассчитанной по формулам (3)–(13) в соответствии с методом наименьшего отрезка. В отмеченной точке наблюдается максимальная плотность вероятности $f_1(a^*) f_2(d-a^*)$. Выбор этой точки является наиболее правдоподобным положением ЦМ КО, оценка математического ожидания которого при увеличении n сходится к истинному положению ЦМ КО.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Усовершенствован метод наименьшего отрезка, позволяющий повысить точность расчета координат ЦМ КО при поступлении неравноточной информации от камер наблюдения.

Для применения метода необходимо:

- получить исходные данные для расчета (координаты КН₁ и КН₂, направляющие косинусы ЛВ₁ и ЛВ₂, дисперсии $D_{\text{КН1}}$ и $D_{\text{КН2}}$);
- рассчитать значения параметров p_1^* и p_2^* по уравнениям (3) и (4);
- вычислить координаты крайних точек наименьшего отрезка по параметрическим уравнениям линий визирования (1) и (2) и определить длину НО по уравнению (7);
- рассчитать линейные дисперсии положения центра масс космического объекта по зависимостям (8) и (9);
- определить координаты наиболее правдоподобного положения центра масс космического объекта по соотношениям (12) и (13).

С помощью статистического моделирования показана сходимост ь получаемого решения к точному при увеличении числа используемых пар направляющих косинусов.

Сравнение с методом для равноточной информации свидетельствует в пользу разработанного метода. Например, для случая, которому соответствуют результаты, приведенные на рис. 5, положение ЦМ КО, рассчитанное по формуле (13), оказывается на 11 м ближе к истинному, чем среднее положение на НО.

В работе [1] для случая $D_1 = D_2$ было получено значение $a^* = 0,5d$. Применение формул (12) и (13) в случае равноточных измерений приводит к совпадению с ранее полученным результатом.

Если $D_1 = D_2 = 0$, то уравнение (12) не позволяет рассчитать a . В этом случае поставленная задача преобразуется в детерминированную, а координаты КО вычисляются по соотношениям (2) при значении $p_2 = p_2^*$, рассчитанном с соответствии с (3).

На практике нулевых дисперсий не бывает, и детерминированный расчет следует применять тогда, когда длина НО, вычисляемая по формуле (7), является пренебрежимо малой.

Разработанный метод может быть полезен при определении параметров движения центра масс космических объектов.

Список использованных источников

1. Авксентьев А. А. Метод наименьшего отрезка для расчета координат космического объекта по угловым расстояниям до звезд // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 690. – С. 7–14.
2. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полета космических аппаратов : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. – 435 с.
3. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. – 13-е изд. испр. – М. : Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 544 с.
4. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. – М. : Наука, 1969. – 576 с.

М. Ш. Валишин;
Е. А. Новиков,
доктор технических наук, доцент;
Р. Р. Рахимов

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ОБСЛУЖИВАНИЕМ ПАКЕТНОГО ТРАФИКА В УСТРОЙСТВЕ КОММУТАЦИИ СИСТЕМЫ СВЯЗИ И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ НА ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕОРИИ ГЛАДКИХ МНОГООБРАЗИЙ ДЛЯ ЛИНЕАРИЗУЮЩЕЙ ТРАНСФОРМАЦИИ

В статье рассматривается вопрос о применении теории гладких многообразий для преобразования аффинной системы однородных дифференциальных уравнений, используемой для описания процесса обслуживания пакетного трафика в устройстве коммутации системы связи специального назначения, к линейному виду. К линеаризованной системе в каноническом виде Бруновского применяется принцип максимума Л. С. Понтрягина для решения задачи стабилизации вблизи граничного значения процента потерь трафика и выполняется обратное преобразование, позволяющее сформировать управление устройством коммутации.

Ключевые слова: нестационарная система массового обслуживания, аффинная система, теория гладких многообразий, управление устройством коммутации.

ВВЕДЕНИЕ

Системы связи и передачи данных (ССПД) специального назначения (СН) предназначены, как правило, для передачи различных видов трафика, каждый из которых характеризуется как различными требованиями по качеству обслуживания, так и различными стохастическими свойствами. Так трафик данных менее чувствителен к временным задержкам и более чувствителен к потерям пакетов из-за длительного ожидания, а трафик приложений реального времени (видео, речь) наоборот – более чувствителен к временным задержкам и менее чувствителен к потерям пакетов. Такой трафик получил название мультисервисного, т. е. трафика, сгенерированного различными службами (сервисами) сети. Для обеспечения качества обслуживания такого трафика в СПД СН часто используется подход, основанный на стационарном разделении физического ресурса каналов связи между логическими каналами, каждый из которых обслуживает либо трафик определенного класса, либо трафик от определенного абонента. Анализ работ [1–5] показал, что неточности в расчете пропускной способности каналов связи, обусловленные использованием такого подхода, приводят к существенному снижению качества обслуживания потоков, являющихся нестационарными. Так, ошибки в расчете требуемой пропускной способности канала приводят к снижению эффективной пропускной способности и, как следствие, к неприемлемому снижению качества обслуживания. Необходимо отметить, что алгоритмы управления скоростью обслуживания трафика в сетях связи [4–7] разрабатываются на основе заранее сформированных решений и не являются алгоритмами в форме реальной связи.

Анализ современных работ [5–9] показывает, что при решении задач разработки алгоритмов управления системами массового обслуживания в качестве управляемых параметров используются, как правило, приоритетность и интенсивность обслуживания. При этом идеи, сформулированные в работах [10, 11], получили развитие в случае описания реальных систем стационарными моделями. В случаях описания реальных систем нестационарными моделями возникает ряд проблем, которые связаны со сложностью вывода для каждого из вариантов описания вероятностного процесса, отличных от простейшего потока.

В статье рассматривается вопрос управления обслуживанием пакетного трафика устройством коммутации (УК) СПД СН, обеспечивающим разделение ресурса физического кана-

ла связи между несколькими логическими каналами, каждый из которых передает трафик от закрепленного за ним абонента. Характер поведения абонента и, соответственно, закон изменения интенсивности поступления трафика заранее неизвестны.

Модель обслуживания мультисервисного трафика в УК ССПД СН разработана в [11]. Она характеризуется сведением известной модели Чепмена – Колмогорова в нестационарном виде, полученной на основе использования графа одноканальной системы массового обслуживания с ограниченным буфером, к модели, в которой выделены управляющие параметры, отвечающие за распределение долей общей пропускной способности канала между очередями, обслуживающих трафик различных абонентов. Эта модель относится к классу аффинных [12], для которых регулярного решения задач оптимального уравнения пока не найдено.

Одним из направлений решения задач оптимального управления аффинными системами является применение теории гладких многообразий, которое включает в себя сведение исходной аффинной системы к линейному (каноническому) виду Бруновского [12, 13] с последующим применением принципа максимума Л. С. Понтрягина [14].

МЕТОДИКА ПРИМЕНЕНИЯ ТЕОРИИ ГЛАДКИХ МНОГООБРАЗИЙ ДЛЯ ЛИНЕАРИЗУЮЩЕГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ АФФИННОЙ СИСТЕМЫ ОДНОРОДНЫХ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ

Процесс обслуживания нестационарного трафика одноканальным устройством с буфером описан в работе [12], где система Колмогорова – Чепмена сведена к аффинной системе однородных дифференциальных уравнений в следующем общем виде:

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

- где $X(t)$ – вектор вероятностей состояний системы массового обслуживания;
 $A(t)$ – матрица, описывающая связи между компонентами вектора состояния и определяемая интенсивностями входящих потоков трафика;
 $B(t)$ – матрица эффективности управления, определяемая пропускной способностью физических каналов;
 $u(t)$ – вектор управляющих параметров, определяющих долю пропускной способности для обслуживания трафика в каждой из очередей.

Одним из перспективных подходов к решению задачи синтеза оптимального управления системами, описанными системой уравнений (1), является подход, основанный на применении неособых преобразований нелинейных дифференциальных уравнений в линейные. Существо этого подхода состоит в том, что исходная нелинейная система преобразуется точно в линейную форму с использованием результатов теории гладких многообразий [12, 13]. Оптимизируемый функционал также преобразуется к новой системе координат и, если необходимо, приводится к более простому виду путем введения дополнительных упрощающих предположений, вытекающих из физической постановки задачи. Затем ищется оптимальное управление для полученной линейной системы и после проведения обратного преобразования прикладывается к объекту. В результате приходим к линейной модели УК ССПД в псевдокоординатной форме (фазовые координаты в новой системе отражают реальное движение объекта с некоторой степенью приближения).

Согласно [13] система Колмогорова – Чепмена может быть записана в виде векторного дифференциального уравнения:

$$\dot{P}(t) = Q(t)P(t), \quad (2)$$

где $P(t)$ – вектор вероятностей состояний системы:

$$P(t) = \text{col}(p_n(t), n = \overline{0, N}),$$

где $p_n(t)$ – вероятность того, что в момент времени t в системе находится n пакетов ($n = \overline{0, N}$);

$Q(t)$ – матрица интенсивностей переходов.

В матрице интенсивностей переходов $Q(t)$ диагональные элементы равны сумме исходящих из данного состояния интенсивностей с противоположным знаком, а недиагональные элементы равны соответствующим интенсивностям переходов между состояниями:

$$Q(t) = \begin{bmatrix} -\lambda(t) & u(t)\mu_{\max} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \lambda(t) & -(u(t)\mu_{\max} + \lambda(t)) & u(t)\mu_{\max} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \lambda(t) & -(u(t)\mu_{\max} + \lambda(t)) & u(t)\mu_{\max} & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \lambda(t) & -(u(t)\mu_{\max} + \lambda(t)) & u(t)\mu_{\max} \\ 0 & \dots & 0 & 0 & \lambda(t) & -u(t)\mu_{\max} \end{bmatrix}.$$

где $\lambda(t)$ – интенсивность поступления трафика в систему обслуживания;

$\mu_{\max}$ – фиксированная пропускная способность физического канала связи;

$u(t)$ – доля от $\mu_{\max}$, выделяемая для обслуживания трафика в очереди, $u(t) \in (0, 1)$.

Начальные условия задаются векторами вероятностей в начальный момент времени

$$P(0) = \text{col}(p_n^0, n = \overline{0, N}).$$

Вероятностные распределения $P(t)$ принадлежат $(N-1)$ -мерному симплексу [1]:

$$S^{N-1} = \left\{ p \in R^N : p_n \geq 0 \text{ для всех } n, \sum_{n=0}^N p_n = 1 \right\}. \quad (3)$$

Симплексом называют гладкое многообразие размерности $N-1$, так как нормирующее уравнение $\sum_{n=0}^N p_n = 1$ уменьшает размерность пространства вероятностей. Чтобы работать с

симплексом как с гладким многообразием, можно использовать локальные координаты. Например, можно параметризовать вероятности через первые $N-1$ компонентов $p_n = p_n$,

$n = \overline{0, N-1}$, $p_N = 1 - \sum_{n=0}^{N-1} p_n$. Таким образом, состояние системы (2) можно описать точкой

$(p_0, p_1, \dots, p_{N-1})$ в $(N-1)$ -мерном подпространстве R^{N-1} .

Для преобразования системы к линейной форме вводятся новые переменные, которые определяются следующим образом:

$$x_n(t) = \ln(p_n(t)), n = \overline{0, N}. \quad (4)$$

Далее проводится дифференцирование обеих частей уравнения (4):

$$\frac{d}{dt} x_n(t) = \frac{d}{dt} \ln(p_n(t)) = \frac{1}{p_n(t)} \frac{d}{dt} p_n(t).$$

Подставляя $\frac{dP(t)}{dt} = Q(t)P(t)$, получаем:

$$\dot{X}(t) = D_p(t)Q(t)P(t). \quad (5)$$

При этом

$$D_p(t) = \text{diag}(p_n^{-1}(t), n = \overline{0, N});$$

$$Q(t) = Q_\lambda(t) + u(t)Q_\mu,$$

где $Q_\lambda(t)$ – матрица, зависящая только от $\lambda(t)$;

Q_μ – матрица, зависящая от $\mu_{\max}$ и определяющая максимальное значение интенсивности обслуживания.

Подстановка выражения $Q(t) = Q_\lambda(t) + Q_\mu u(t)$ в уравнение (5) позволяет получить выражение для нового вектора $X(t)$:

$$\dot{X}(t) = (A_\lambda(t) + A_\mu(t)u(t))X(t), \quad (6)$$

где $A_\lambda(t) = D_p(t)Q_\lambda(t)P(t)$ и $A_\mu(t) = D_p(t)Q_\mu P(t)$.

Полученное выражение (6), однако, также является аффинным, поэтому введем новый вектор $Z(t)$ и определим его через линеаризующее преобразование:

$$Z(t) = TX(t), \quad (7)$$

которое приводит систему (6) к каноническому виду Бруновского.

Подстановка выражения (7) в выражение (6) и дальнейшее упрощение позволят получить соотношение, в котором переменные состояния и управляющий параметр входят в уравнение аддитивно, а не мультипликативно:

$$\dot{Z}(t) = TA_\lambda(t)T^{-1}Z(t) + TA_\mu T^{-1}u(t), \quad (8)$$

где T – матрица, $T = [v_n, n = \overline{0, N}]$, столбцами которой являются собственные векторы v_n , $n = \overline{0, N}$.

Для получения собственных значений матрицы $Q(t) = [A_\lambda(t) + A_\mu u(t)]$ формируется и решается характеристическое уравнение $\det(Q(t) - \Theta I) = 0$, где Θ – диагональная матрица собственных значений, $\Theta = \text{diag}(\theta_n, n = \overline{0, N})$.

Результирующий вид системы уравнений представляется следующим образом:

$$\dot{Z}(t) = A(t)Z(t) + Bu(t), \quad (9)$$

где

$$A(t) = TA_\lambda(t)T^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 \\ -a_0 & -a_1 & -a_2 & \cdots & -a_N \end{bmatrix};$$

$$B = TA_{\mu}T^{-1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

Таким образом, точное линеаризующее преобразование исходной аффинной системы (2) выполнено и получено соотношение (9) для линейной системы в канонической форме Бруновского.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМА СТАБИЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПАКЕТНОГО ТРАФИКА ВБЛИЗИ ГРАНИЧНОГО ЗНАЧЕНИЯ ДОПУСТИМЫХ ПОТЕРЬ

Для наиболее общего случая полной измеряемости вектора $Z(t)$ введем в рассмотрение квадратичный функционал качества Лагранжа [8]:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [Z^T(\tau)SZ(\tau) + u^2(\tau)] d\tau, \quad (10)$$

где S – $(N+1) \times (N+1)$ -мерная положительно определенная симметрическая матрица задания точности регулятора.

Физический смысл выбора такого функционала заключается в том, что в процессе управления желательно удерживать вектор состояния объекта в малой окрестности точки $Z_0 = O_{(N+1)}$, размер которой определяется функционалом

$$Z^T SZ = \sum_{i=1}^{N+1} \sum_{j=1}^{N+1} s_{ij} z_{i-1} z_{j-1},$$

и при этом минимизировать затраты энергии (электрической) на управление, определяемые функционалом u^2 .

Технология решения данной задачи с использованием формализма принципа максимума Л. С. Понтрягина хорошо известна [14, 15] и предполагает выполнение следующих шагов.

Шаг 1. Вводится в рассмотрение вектор сопряженных переменных $Y(t) = \text{col}(y_n(t), n = \overline{0, N})$, по размерности совпадающий с вектором $Z(t)$ параметров состояния объекта управления.

Шаг 2. С учетом шага 1, а также вида подынтегрального выражения интегральной части показателя качества управления (10) в форме функционала Лагранжа или Больца формируется скалярная функция Гамильтона (гамильтониан) вида

$$H(t) = \frac{1}{2} \xi [Z^T(t)SZ(t) + u^2(t)] + Y^T(t)\dot{Z}(t), \quad (11)$$

которая, содержит выражение (9), описывающее динамику объекта управления, может быть представлена в виде

$$H(t) = \frac{1}{2} \xi [Z^T(t)SZ(t) + u^2(t)] + Y^T(t)[AZ(t) + Bu(t)]. \quad (12)$$

Здесь параметр ξ определяет тип решаемой экстремальной задачи. Если в задаче требуется максимизировать показатель качества, то ξ , обычно, задают положительным и равным 1, а если минимизировать – то отрицательным и равным -1. Поскольку в рассматриваемом случае решается задача минимизации, то в выражении (12) зададим $\xi = -1$.

Шаг 3. С использованием гамильтониана формируются канонические соотношения для прямой (12) и сопряженной систем:

$$\begin{aligned}\dot{Y}(t) &= - \left[\frac{\partial H(t)}{\partial Z(t)} \right]^T = S^T Z(t) - A^T(t) Y(t); \\ \dot{Z}(t) &= \left[\frac{\partial H(t)}{\partial Y(t)} \right] = A(t) Z(t) + B u(t).\end{aligned}\tag{13}$$

Первое из приведенных соотношений является моделью сопряженной системы, а второе – моделью объекта управления и служит, в основном, для проверки правильности формирования гамильтониана.

Шаг 4. Формируются условия стационарности:

$$u_{opt}(t) = \arg \max_{u \in (0,1)} \{H(Y, Z, u, t)\}, \quad \forall t \in [t_0, t_f],\tag{14}$$

используемые в форме $\partial H / \partial u = 0$ совместно с каноническими соотношениями (13) для определения структуры оптимального управления, а также в качестве критерия выбора оптимальных альтернатив в итерационном процессе пошагового решения краевой задачи синтеза оптимальной программы управления. В рассматриваемом случае справедливо соотношение $\partial H / \partial u = -u(t) + Y^T(t)B = 0$, которое может быть представлено в более удобном для практического использования виде $u(t) - B^T Y(t) = 0$.

Из условия стационарности (14) непосредственно следует структура оптимального управления

$$u(t) = B^T Y(t).\tag{15}$$

Для обеспечения устойчивости нулевого решения линейной динамической системы (13) $\lim_{t \rightarrow \infty} Z(t) = 0$ за счет организации управляющей обратной связи необходимо и достаточно задать отрицательность действительных частей собственных значений матрицы $A^*(t) = A(t) - BK^T(t)$, определяющей динамику замкнутой управляемой системы:

$$\dot{X}(t) = A^* X(t).\tag{16}$$

При этом $K - (1 \times N + 1)$ -мерная матрица коэффициентов усиления контура обратной связи, формирующего линейный закон управления вида

$$u(t) = -KZ(t).\tag{17}$$

Для получения оптимального управления такой структуры необходимо воспользоваться соотношением (15), в котором текущее значение вектора сопряженных переменных $Y(t)$ будем искать в виде

$$Y(t) = -D(t)Z(t),\tag{18}$$

где $D(t)$ является матричной функцией с априори неизвестными параметрами.

Сопоставляя соотношения (15), (17) и (18) несложно определить, что транспонированная матрица коэффициентов контура управляющей обратной связи будет определяться выражением

$$K^T(t) = B^T D(t). \quad (19)$$

Для формирования соотношений, позволяющих определять компоненты неизвестной матрицы $D(t)$, продифференцируем по параметру времени обе части соотношения (18). Будем иметь $\dot{Y}(t) = -\dot{D}(t)Z(t) - D(t)\dot{Z}(t)$. Развернем полученное соотношение с использованием канонического соотношения (13) для сопряженной системы и зависимости (18) сопряженных переменных от фазовых координат объекта управления. При этом будем иметь:

$$\dot{Y}(t) = -\dot{D}(t)\bar{X}(t) - D(t)\dot{\bar{X}}(t) = S^T Z(t) - A^T(t)Y(t) = \left[S^T + A^T(t)D(t) \right] Z(t).$$

Принимая во внимание в данном выражении модель объекта управления с замкнутым контуром обратной связи, после несложных преобразований можно получить:

$$\dot{D}(t)Z(t) = - \left[D(t)A(t) + A^T(t)D(t) + S^T - D(t)BBD(t) \right] Z(t).$$

Учитывая произвольность значений, принимаемых компонентами вектора $Z(t)$, $\forall t \in [t_0, t_1]$, можно записать нелинейное дифференциальное уравнение, решением которого при некотором начальном значении $D(t_0)$ и является искомая матрица $D(t)$:

$$\dot{D}(t) = -D(t)A(t) - A^T(t)D(t) - S^T + D(t)BBD(t). \quad (20)$$

Введем в рассмотрение матричную функцию $G(t) = D^{-1}(t)$. Тогда очевидно, что $D(t)G(t) = E$, где E – единичная матрица соответствующей размерности. Если взять производные от обеих частей представленного соотношения, то получим

$$\dot{D}(t)G(t) + D(t)\dot{G}(t) = 0$$

или, что то же самое, $\dot{D}(t) = -G^{-1}(t)\dot{G}(t)G^{-1}(t)$. Следовательно соотношение (20) можно представить в виде

$$G^{-1}(t)\dot{G}(t)G^{-1}(t) = G^{-1}(t)A(t) + A^T(t)G^{-1}(t) + S^T - G^{-1}(t)BBG^{-1}(t),$$

откуда с учетом известного тождества $G^{-1}(t)G(t) = E$ непосредственно следует нелинейное матричное дифференциальное уравнение, называемое уравнением Риккати:

$$\dot{G}(t) = A(t)G(t) + G(t)A^T(t) + G(t)S^T G(t) - BB. \quad (21)$$

Хорошо известны численные процедуры решения дифференциального уравнения Риккати, позволяющие для некоторого начального состояния $G(t_0)$ определить требуемое текущее $G(t)$, позволяющее сформировать закон оптимального управления (17), (19) в виде так называемого линейного пропорционально-дифференциального регулятора состояния:

$$\bar{u}(t) = -B^T G^{-1}(t)Z(t). \quad (22)$$

При этом для определения начального приближения $G(t_0)$ могут быть применены два подхода. Первый из них основан на использовании условий трансверсальности формализма принципа максимума [14], позволяющих оценить значение вектора сопряженных переменных $Y(t_f)$ на правом конце оптимальной фазовой траектории. Тогда в предположении, что вектор $Z(t_f)$ определен или задан, будем иметь недоопределенную систему $N+1$ алгебраических уравнений $Y(t_f) = G^{-1}(t_f)Z(t_f)$ с $(N+1)^2$ неизвестными. При этом $(N+1)^2 - N - 1$ неизвестных должны быть доопределены, например, из соображений обеспечения максимальной устойчивости нулевого решения системы (20).

Второй подход основан на известных [16] асимптотических свойствах решения уравнения Риккати, которые определяют его стремление с течением времени к некоторому установившемуся значению $G_*: \lim_{t \rightarrow \infty} G(t) = G_*$. При этом предполагается, что производная от установившегося значения равна нулю: $\dot{G}_* = 0$. Следовательно, установившееся значение матрицы G может быть найдено как решение квадратичного алгебраического уравнения Риккати

$$A^T G + GA - GBR^{-1}B^T G + S = 0 \quad (23)$$

с использованием одной из известных [15] численных процедур. Полученное решение может использоваться как самостоятельно, так и в качестве первого приближения для системы (21).

ПРИМЕР МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ УЗЛОМ КОММУТАЦИИ СИСТЕМЫ СВЯЗИ И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ

В качестве примера рассмотрим задачу распределения фиксированного значения пропускной способности физического (проводного) канала связи между тремя логическими каналами, каждый из которых отвечает за передачу трафика от закрепленного за ним абонента.

Каждый из абонентов в рассматриваемом примере является генератором одного из видов трафика: абонент 1 генерирует трафик реального времени, абонент 2 генерирует трафик телеметрии, абонент 3 генерирует трафик данных.

Модель обслуживания каждого вида трафика описывается моделью типа (2), а именно:

$$\begin{cases} \dot{P}_1(t) = Q_1(t)P_1(t); \\ \dot{P}_2(t) = Q_2(t)P_2(t); \\ \dot{P}_3(t) = Q_3(t)P_3(t). \end{cases} \quad (24)$$

где $P_i(t), i = \overline{1,3}$ – вектор вероятностей состояния УК, который может быть интерпретирован как относительная частота нахождения очереди в одном из состояний $n = \overline{0, N-1}$.

Преобразования (4)–(9), выполненные применительно к каждому из уравнений систем (24), позволяют получить систему уравнений в канонической форме Бруновского:

$$\begin{cases} \dot{Z}_1(t) = A_1(t)Z(t) + Bu_1(t); \\ \dot{Z}_2(t) = A_2(t)Z(t) + Bu_2(t); \\ \dot{Z}_3(t) = A_3(t)Z(t) + Bu_3(t). \end{cases} \quad (25)$$

Требования по качеству обслуживания задаются на уровне 1% потерь для каждого вида трафика. В каждом из уравнений системы (24) ограничение на вероятность потерь задается следующим образом: вероятность потерь $p_{N+1}^i(t) \leq p_{N+1}^{\text{TP}} = 0.01, i = \overline{1,3}$.

С учетом (4) $x_{N+1}^{\text{TP}} = \ln(0.01)$ остальные координаты вектора $P(t)$ можно задать для определенности равновероятными: $p_n = \frac{1-0.01}{N}, n = \overline{0, N}$, тогда $x_n^{\text{TP}} = \ln\left(\frac{1-0.01}{N}\right)$ для $n = \overline{0, N}$.

Вектор Z_i^{TP} с учетом (7) будет определяться следующим образом:

$$Z_i^{\text{TP}} = T_i X_i^{\text{TP}}. \quad (26)$$

Далее к системе (25) применяется методика определения структуры оптимального управления по показанию качества

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty \left(\sum_{i=1}^3 \left((Z_i^{\text{TP}} - Z_i(\tau))^T S_i (Z_i^{\text{TP}} - Z_i(\tau)) + u_i^2(\tau) \right) \right) d\tau \quad (27)$$

и ограничению на управляющие параметры $u_1(t) + u_2(t) + u_3(t) = 1$.

Применение методики даст выражение для вектора управляющих параметров

$$U(t) = -K \begin{bmatrix} Z_1(t) \\ Z_2(t) \\ Z_3(t) \end{bmatrix}, \quad (28)$$

где $K - 3 \times 3(N+1)$ -мерная матрица коэффициентов обратной связи.

В представленном примере физический канал общей фиксированной пропускной способностью μ_{max} поделен между тремя логическими каналами. Следует учесть, что доля пропускной способности, выделяемая каждому логическому каналу, определяется параметрами $u_1(t), u_2(t)$ и $u_3(t)$, каждый из которых задан на интервале от 0 до 1, при этом сумма этих параметров равна 1.

Разработанная модель предполагает контроль состояния процесса обслуживания каждой очереди, при этом контролируется количество отброшенных заявок сброшенных пакетов, а также суммарное число всех обслуженных пакетов. Отношение количества сброшенных пакетов к общему числу пакетов является аналогом вероятности отказа в обслуживании пакетов. Значение вероятности отказа в каждой из очереди поступает в центр управления связью, где решающее устройство, построенное на основе соотношения (28), в каждый момент времени определяет долю физического канала связи, выделяемую на каждый логический канал, по минимуму показателя качества (27). Далее полученное решение доводится до УК, где в автоматическом режиме происходит назначение доли пропускной способности, выделяемой для обслуживания каждой из очередей.



Рис. 1. Стабилизация вероятности потерь вблизи требуемого значения

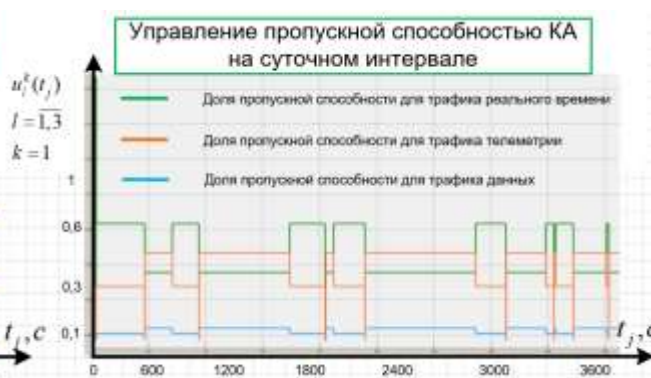


Рис. 2. Структура оптимального управления

Реализация разработанного алгоритма позволяет получить закон изменения пропускной способности, удерживающий процент потерь пакетов трафика на заданном уровне. Графики изменения процента потерь и структура управления показаны на рис. 1 и 2, соответственно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный подход и алгоритм к решению задачи управления обслуживанием мульти-сервисного трафика устройством коммутации ССПД СН позволяют получить регулярное решение задачи с использованием точного линеаризующего преобразования. Дальнейшее исследование целесообразно направить на устранение накопительного эффекта относительного процента потерь, который приводит к снижению чувствительности обратной связи к изменению интенсивности поступающего трафика.

Список использованных источников

1. Романюк О. В., Егоров И. Ю. Исследование способов балансировки трафика в транспортной сети с коммутацией пакетов. – СПб. : Международная Объединенная Академия Наук, 2020. – 188 с.
2. Макаренко С. И. Анализ математических моделей информационных потоков общего вида и степени их соответствия трафику сетей интегрального обслуживания // Вестник ВГТУ. – 2012. – Т. 8, № 8. – С. 28–35.
3. Макаренко С. И., Татарков М. А. Моделирование обслуживания нестационарного информационного потока системой связи со случайным множественным доступом // Информационно-управляющие системы. – 2012. – № 1. – С. 44–50.
4. Бурлаков С. О., Брыдченко А. В. Анализ нестационарного режима обслуживания заявок в сети спутниковой связи // Труды учебных заведений связи. – 2006. – № 175. – С. 77–79.
5. Управляемая система массового обслуживания с эластичным трафиком и сигналами для анализа нарезки ресурсов в сети радиодоступа / А. С. Власкина [и др.] // Информатика и ее применение. – 2022. – № 2. – С. 90–96.
6. Семихин К. В., Иванова Ю. С. Численный анализ диффузионной аппроксимации одноканальной системы массового обслуживания с управляемыми параметрами загрузки и обработки // Моделирование и анализ данных. – 2019. – № 4. – С. 21–30.
7. Кудрявцева Е. Н., Росляков А. В. Применение теории сетевого исчисления к исследованию систем массового обслуживания с обратной связью // Т-Comm: Телекоммуникации и транспорт. – 2015. – № 5. – С. 17–21.

8. *Перепелкин Е. А.* Управление динамическими системами // Вестник Томского государственного университета. – 2020. – № 3. – С. 4–9.
9. *Перепелкин Е. А.* Робастное управление дискретной системой массового обслуживания // Вестник Томского государственного университета. – 2020. – № 2 – С. 21–28.
10. *Новиков Е. А., Макаренко С. И.* Оперативное управление ресурсом АТМ-коммутатора при обеспечении заданного качества обслуживания нестационарных информационных потоков // Т-Сотт: Телекоммуникации и транспорт. – 2015. – № 3. – С. 17–21.
11. *Валишин М. Ш., Новиков Е. А., Рахимов Р. Р.* Методический подход к задаче распределения ресурса сети связи и передачи данных в интересах управления космическими аппаратами на основе системы уравнений Колмогорова – Чепмена в дифференциальной форме // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 692. – С. 58–65.
12. *Краснощеченко В. И., Крищенко А. П.* Нелинейные системы: геометрические методы анализа и синтеза. – М. : Изд-во МГУ им. Н. Э. Баумана, 2005. – 520 с.
13. *Баранов А. А., Петров И. Б.* Геометрические методы в задачах управления динамическими системами // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2019. – Т. 59, № 6. – С. 1012–1025.
14. *Атанс М., Фалб П.* Оптимальное управление. – М. : Машиностроение, 1968. – 763 с.
15. *Васильев Ф. П.* Численные методы решения экстремальных задач. – М. : Наука, 1980. – 518 с.
16. *Поляк Б. Т., Шайкин М. В.* Теория оптимального управления : учеб. пособие. – М. : Физматлит, 2019. – 288 с.

К. В. Карпов¹;

А. В. Шолохов¹,

доктор технических наук, профессор

¹ФВА РВСН имени Петра Великого, г. Серпухов.

СПОСОБ КОРРЕКЦИИ НАЗЕМНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАННЫХ ЦИФРОВОЙ КАРТЫ ДОРОГ И СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

Рассматривается способ коррекции системы наземной навигации по информации цифровой карты дороги и системы технического зрения. Для коррекции системы навигации объекта используются параметры приборной траектории и линейное смещение объекта относительно продольной оси дороги. Для оценки параметров используется фильтр Калмана.

Ключевые слова: цифровая карта дорог; система наземной навигации; система технического зрения; фильтр Калмана; счисления пути; боковое отклонение.

ВВЕДЕНИЕ

К числу основных свойств систем навигации наземных объектов относится автономность, предполагающая выработку навигационных параметров без привлечения внешних источников информации. В связи с этим системы навигации строятся по методу счисления пути [7, 8]. Их основным недостатком считается нарастание погрешностей навигационных параметров с увеличением времени функционирования и пройденного пути объекта. В случаях, когда невозможно использование спутниковых навигационных систем в целях коррекции параметров счисления [8–10], требуемая точность координат объекта в движении может быть достигнута на основе информации цифровых карт дорог (ЦКД) [4, 18] и систем технического зрения (СТЗ) [17]. Одним из проблемных вопросов здесь является формирование признака нахождения наземного объекта на дороге, записанной в ЦКД [6]. Для этой цели используется информация СТЗ. В работе предложен способ коррекции системы наземной навигации (СНН) по данным ЦКД и СТЗ для уточнения текущих координат подвижного объекта, построенный на основе измерения бокового отклонения подвижного объекта относительно осевой линии дороги по информации фото- или видеокамер. Предложенные алгоритмы проиллюстрированы результатами коррекции реальной СНН одометрического типа.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Сформулируем задачу коррекции СНН счисления пути с привлечением информации ЦКД и СТЗ. Пусть имеется подвижный объект с установленной на него СНН, базой ЦКД и СТЗ (рис. 1, на котором $B_i^П, L_i^П$ – «приборные» координаты, вырабатываемые СН в i -й момент времени; B_i^K, L_i^K – проекция «приборных» координат на отрезок ЦКД в i -й момент времени; d_i – боковое отклонение подвижного объекта от осевой линии дороги; r_i – несовпадение приборных координат текущего местоположения с проекцией этой точки на участок ЦКД; $\Delta B, \Delta L$ – ошибки определения реального местоположения).

В систему наземной навигации счисления пути (рис. 2) входят:

- путевая система (ПС), предназначенная для измерения пройденного объектом пути ΔS ;
- курсовая система (КС), обеспечивающая измерение приращения дирекционного угла продольной оси подвижного объекта по отношению к начальному значению $\Delta\alpha$;

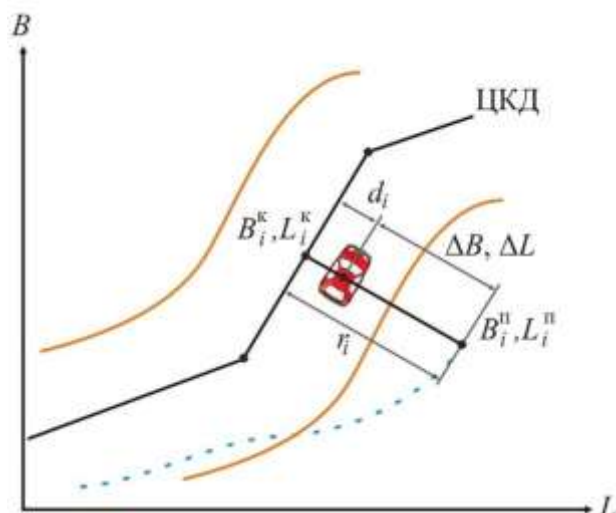


Рис 1. Графическая иллюстрация связи параметров местоположения подвижного объекта, информации ЦКД и СТЗ

- приборы начальной ориентации (ПНО), вырабатывающие начальное положение B_0, L_0 (x_0, y_0) и ориентацию подвижного объекта α_0 перед началом движения;
- приборы обработки и оценивания навигационной информации (ПООНИ), предназначенные для выработки текущих значений местоположения B, L (x, y), ориентации α и пройденного пути S объекта в каждый такт работы навигационной системы.

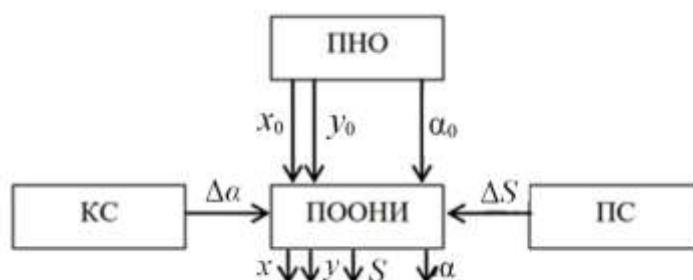


Рис 2. Схема СНН счисления пути

Цифровая карта дорог представляет собой совокупность прямолинейных отрезков, соединенных между собой в определенном порядке, аппроксимирующих положение осевой линии реальной дороги (рис. 3). Каждый из отрезков дороги определяется координатами начальной и конечной точек. Причем каждая точка имеет свой порядковый номер $k = 1 \dots N$, где N – количество точек, входящих в состав ЦКД, и соответствующие им координаты (B^k, L^k).

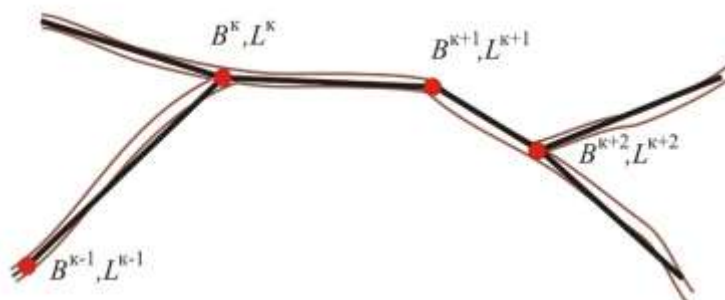


Рис. 3. Графическая модель ЦКД

Система технического зрения представляет собой камеру – устройство формирования цифрового изображения, а также программное обеспечение, предназначенное для выделения полезного сигнала на цифровом изображении и вычисления бокового отклонения. Программное обеспечение СТЗ включает в свой состав нейросетевой алгоритм сегментации изображения [3], алгоритм выделения краев дорожного полотна и алгоритм расчета бокового отклонения [4] (рис. 4). Под цифровым изображением понимается двумерное изображение трехмерной дорожной сцены $I[u, v]$ – видимое поле, представляющее собой некоторую функцию распределения яркости или цвета на двумерной плоскости, где u и v – декартовы координаты, описывающие плоскость изображения.



Рис. 4. Программное обеспечение, входящее в состав СТЗ

Камера СТЗ в процессе движения (рис. 4) формирует цифровое изображение $I[u, v]$, которое поступает в нейросетевой алгоритм сегментации изображения. В результате обработки алгоритма на изображении выделяется область дороги и фон $\Gamma[u, v]$ – сегментированное изображение, а также определяется факт нахождения подвижного объекта на дороге P [6]. С использованием алгоритма выделения краев дорожного полотна и полезной информации, в качестве которой выступает найденная область дороги, определяются координаты точек начала и конца левого и правого края дороги $[u_n v_n, u_k v_k]_2$. В совокупности с семантическими данными $[W_1, W_2 \dots W_j]$, представляющими собой информацию о ширине дороги каждого участка ЦКД, где j – порядковый номер участка, вычисляются боковое отклонение подвижного объекта от центра дорожного полотна и его дисперсия [4].

Необходимо сформировать модель погрешностей СНН, обосновать уравнение наблюдения, связывающее координаты объекта с положением записанной в ЦКД осевой линии дороги, разработать алгоритм нахождения бокового отклонения объекта относительно осевой линии дороги по изображениям СТЗ и, в итоге найти оптимальные оценки погрешностей координат объекта.

МОДЕЛЬ ПОГРЕШНОСТЕЙ НАЗЕМНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Математическая модель идеального функционирования инерциальной навигационной системы (ИНС) имеет общепринятый вид [2], ее параметры представлены на рис. 5.

Определим погрешности ИНС, влияние которых на точность выработки координат будем полагать существенным:

$\Delta B, \Delta L$ – погрешности геодезических координат начальной точки и соответствующие им погрешности $\Delta x, \Delta y$ плоских прямоугольных координат:

$$\Delta B = \Delta x \cdot M, \quad \Delta L = \Delta y \cdot N;$$

$\Delta V_x, \Delta V_y$ – погрешности соответствующих линейных скоростей;

α_z – погрешность угла азимутальной ориентации;

α_x, α_y – погрешности моделирования («отслеживания») плоскости местного горизонта платформой ИНС в процессе перемещения объекта по сферической Земле;

Среди погрешностей акселерометров выделяют случайный дрейф нуля, который вносит сравнительно большой вклад в суммарную погрешность координат ИНС. Для его математического описания в навигационных приложениях часто используют модели случайного процесса первого порядка:

$$\Delta \dot{W}_{dx} = -\frac{1}{\tau_A} \cdot \Delta W_{dx} + \sqrt{2D_A/\tau_A} \cdot w_{Ax}; \quad (5)$$

$$\Delta \dot{W}_{dy} = -\frac{1}{\tau_A} \cdot \Delta W_{dy} + \sqrt{2D_A/\tau_A} \cdot w_{Ay}, \quad (6)$$

где D_A – дисперсия случайного процесса (дрейфа нуля акселерометра);
 τ_A – постоянная времени;
 w_{Ax}, w_{Ay} – «белый» шум единичной интенсивности для акселерометров северного и восточного каналов соответственно.

Уравнения для погрешностей угловых скоростей платформы ИНС имеют вид:

$$\dot{\alpha}_x = -\Omega \sin B_0 \cdot \Delta B + \frac{1}{N} \Delta V_y - \left(\Omega \sin B_0 + \frac{V_y}{N} \operatorname{tg} B_0 \right) \alpha_y + \frac{V_x}{M} \cdot \alpha_z + \omega_{dx}; \quad (7)$$

$$\dot{\alpha}_y = -\frac{1}{M} \Delta V_x + \left(\Omega \sin B_0 + \frac{V_y}{N} \operatorname{tg} B_0 \right) \alpha_x + \left(\Omega \cos B_0 + \frac{V_y}{N} \right) \alpha_z + \omega_{dy}; \quad (8)$$

$$\dot{\alpha}_z = -\left(\Omega \cos B_0 + \frac{V_y}{N \cos^2 B_0} \right) \Delta B - \frac{\operatorname{tg} B_0}{N} \cdot \Delta V_y - \frac{V_x}{M} \alpha_x - \left(\Omega \cos B_0 + \frac{V_y}{N} \right) \alpha_y + \omega_{dz}. \quad (9)$$

Одной из наиболее значимых составляющих погрешности ИНС при определении местоположения является случайный дрейф $\omega_{dx}, \omega_{dy}, \omega_{dz}$ гироскопов платформы. Как и при описании дрейфов акселерометров, воспользуемся моделью случайного процесса первого порядка:

$$\dot{\omega}_{dx} = -\frac{1}{\tau_\Gamma} \cdot \omega_{dx} + \sqrt{2D_\Gamma/\tau_\Gamma} \cdot w_{\Gamma x}; \quad (10)$$

$$\dot{\omega}_{dy} = -\frac{1}{\tau_\Gamma} \omega_{dy} + \sqrt{2D_\Gamma/\tau_\Gamma} \cdot w_{\Gamma y}; \quad (11)$$

$$\dot{\omega}_{dz} = -\frac{1}{\tau_\Gamma} \omega_{dz} + \sqrt{2D_\Gamma/\tau_\Gamma} \cdot w_{\Gamma z}, \quad (12)$$

где D_Γ, τ_Γ – дисперсия и период корреляции дрейфа гироскопа соответственно;
 w_Γ – «белый» шум единичной интенсивности для каждого гироскопа платформы по оси ориентации x, y, z .

Одним из часто применяемых подходов к повышению точности ИНС наземных объектов является использование дополнительной путевой системы. Погрешность путевой системы обычно определяют в процентах от величины пройденного пути. Этому соответствует некоторая постоянная погрешность ΔV измерения скорости (если допустить, что объект движется с постоянной или средней скоростью). Математически связь между погрешностью ΔS изме-

рения пройденного пути и погрешностью ΔV скорости выражается дифференциальным уравнением

$$\Delta \dot{S} = V. \quad (13)$$

Модель путевой системы может быть представлена дифференциальным уравнением, предполагающим изменчивость погрешности измерения скорости, соответствующим случайному процессу первого порядка

$$\Delta \dot{V} = -\frac{1}{T_V} \cdot v + \sqrt{2D_V/T_V} \cdot w_V, \quad (14)$$

где D_V – дисперсия погрешности измерения скорости;
 T_V – период корреляции погрешности;
 w_V – «белый» шум единичной интенсивности.

Таким образом, модель погрешностей ИНС включает 14 составляющих:

- погрешности ΔB , ΔL геодезических координат начальной точки и соответствующие им погрешности Δx , Δy плоских прямоугольных координат;
- погрешности ΔV_x , ΔV_y соответствующих линейных скоростей;
- погрешность угла азимутальной ориентации α_z ;
- погрешности моделирования плоскости местного горизонта платформой ИНС в процессе перемещения объекта по сферической Земле α_x , α_y ;
- дрейф азимутального гироскопа ω_z ;
- дрейфы гироскопов относительно плоскости горизонта ω_x , ω_y ;
- приборные погрешности акселерометров северного ΔW_x и восточного ΔW_y каналов ИНС;
- погрешность измерения скорости ΔV ;
- погрешность ΔS измерения пройденного пути.

Модель погрешностей ИНС будет иметь следующий вид:

$$\Delta z^T = [\Delta x, \Delta y, \Delta V_x, \Delta V_y, \alpha_x, \alpha_y, \alpha_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \Delta W_x, \Delta W_y, \Delta V, \Delta S]. \quad (15)$$

МОДЕЛЬ ЦИФРОВОЙ КАРТЫ ДОРОГ

Дорога аппроксимируется с заданной точностью прямолинейными отрезками, концы которых соединены друг с другом в определенном порядке (см. рис. 3). Координаты концов отрезков позволяют задать положение дороги в заданной системе координат и, наряду с принятым правилом аппроксимации, обеспечивают заданную точность. Считается, что все отрезки, аппроксимирующие положение дорог на некотором участке местности, составляют ЦКД.

Данные отрезка ЦКД могут быть учтены при коррекции СНН только в том случае, если объект находится на этом отрезке. Исходя из этого условия, модель ЦКД наиболее просто представляется в форме канонического уравнения прямой, проходящей через точки – концы отрезка:

$$B^n \cdot \sin \alpha_{\text{цкд}} + L^n \cdot \cos \alpha_{\text{цкд}} + C/l = 0, \quad (16)$$

где $\alpha_{\text{цкд}}$ – дирекционный угол направления с начальной точки отрезка на конечную;
 l – длина отрезка ЦКД;
 C – параметр канонического уравнения прямой, $C = L_n^k B_k^k + B_n^k L_k^k$.

Модель погрешностей ЦКД для произвольного отрезка получим, предположив наличие погрешностей в координатах его начала и конца (при «идеальных» координатах самого объекта). В этом случае точка, имеющая истинные координаты B, L , не лежит на отрезке ЦКД. Расстояние Δ_k между этой точкой и отрезком выступает в качестве погрешности ЦКД. Она приводит к нарушению равенства (16), которое принимает вид

$$B^n \cdot \sin \alpha_{\text{цкд}} + L^n \cdot \cos \alpha_{\text{цкд}} + C/l + \Delta_k = 0. \quad (17)$$

СВЯЗЬ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ, ЦИФРОВОЙ КАРТЫ ДОРОГ И СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

Система наземной навигации на каждом шаге своего функционирования по измеренным параметрам движения (скорость, курс, углы наклонов) производит вычисление текущих приборных координат местоположения $z_i = (B_i^n, L_i^n)^T$. При этом в связи с наличием погрешностей измерительных датчиков реальное местоположение $z_i^n = (B_i^n, L_i^n)^T$ отличается от приборного положения на величину $\Delta_i = (\Delta B_i, \Delta L_i)^T$, т. е.

$$z_i = z_i^n + \Delta_i. \quad (18)$$

В свою очередь погрешности СНН могут быть представлены в виде

$$\Delta_i = H_{\text{СНН}} \Delta z_i. \quad (19)$$

Здесь $H_{\text{СНН}}$ – матрица перехода;

Δz_i – вектор погрешностей СНН, который можно выразить в виде уравнения его динамики

$$\Delta z_i = F_{i-1} \cdot \Delta z_{i-1} + G_{i-1} \cdot w_{i-1}, \quad (20)$$

где Δz_{i-1} – вектор состояния системы в $i-1$ -й момент работы СНН, имеющий ковариационную матрицу P_{i-1} ;

w_{i-1} – вектор входных воздействий;

F_{i-1}, G_{i-1} – матрицы состояния и случайных входных воздействий соответственно.

Физический смысл элементов вектора состояния и структура указанных матриц зависит от приборного состава и типа используемой СНН.

На i -м шаге работы СНН рассогласование между ЦКД и СНН, вызванное наличием погрешностей, может быть определено математически как расстояние r_i от данной точки до участка ЦКД (см. рис. 1). В качестве направления отсчета r_i используется перпендикулярное к участку ЦКД направление [18], что позволяет получать простые аналитические зависимости:

$$r_i = \frac{1}{l} [AB_i^n + BL_i^n + C], \quad (21)$$

где $A = L_k^k - L_n^k$, $B = B_n^k - B_k^k$ (разница соответствующих координат начала и конца отрезка).

Уравнение (21) позволяет оценить погрешности СНН в предположении, что объект движется строго по осевой линии дороги без возможности съезда. Данные ограничения возникли исходя из двух фактов: первый – координаты осевой линии реальной дороги соответствуют координатам дороги, записанной в ЦКД, второй – самостоятельно определить факт съезда с дороги, используя только показания СНН, невозможно.

Решение данных проблем осуществляется с помощью СТЗ, которая позволяет проводить измерения отклонения объекта относительно осевой линии дороги d_i .

Уравнение связи параметров СНН, ЦКД и СТЗ (рис. 1) будет иметь вид

$$r_i - d_i = H_k \cdot [\Delta z_i, \Delta_k]^T + \delta_i, \quad (22)$$

где H_k – матрица наблюдения, зависящая от параметров ЦКД;
 $[\Delta z_i, \Delta_k]^T$ – составной вектор погрешностей состояния системы;
 δ_i – вектор ошибок измерения (погрешность измерения бокового отклонения относительно осевой линии дороги).

Конкретизируем составляющие уравнения связи (22).

На основе известных соотношений истинных и приборных значений координат (18) выразим истинные координаты объекта через приборные координаты и погрешности СНН, после чего подставим в уравнение (17):

$$B^n \cdot \sin \alpha_k + L^n \cdot \cos \alpha_k + \frac{C}{l} = \Delta B \cdot \sin \alpha_k + \Delta L \cdot \cos \alpha_k - \Delta_k. \quad (23)$$

Тогда составляющую r_i можно выразить как

$$r_i = B^n \cdot \sin \alpha_k + L^n \cdot \cos \alpha_k + \frac{C}{l}, \quad (24)$$

а уравнение связи записать в следующем виде:

$$r_i + d_i = B^n \cdot \sin \alpha_k + L^n \cdot \cos \alpha_k + \frac{C}{l} - d_i = H_k \cdot \Delta z_i^T + D_{\Delta d_i}. \quad (25)$$

АЛГОРИТМ КОРРЕКЦИИ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ПО ИНФОРМАЦИИ ЦИФРОВОЙ КАРТЫ ДОРОГ И СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

В автономном режиме оценки погрешностей навигационных параметров могут быть найдены путем решения разностного уравнения (26) [11, 11, 16].

Среднеквадратическое отклонение (СКО) определения местоположения подвижного объекта может быть вычислено в результате решения разностного матричного уравнения [11, 11, 16]

$$P_i = F_{i-1} \cdot P_{i-1} \cdot F_{i-1}^T + G_{i-1} \cdot Q_{i-1} \cdot G_{i-1}^T, \quad (26)$$

где P_i – матрица ковариации ошибок оценивания в i -й такт работы СН;
 Q_i – матрица ковариации порождающих белых шумов в i -й такт работы.

В режиме коррекции параметров СНН по информации ЦКД и СТЗ оценка точности может быть получена на основе известных соотношений оптимального фильтра Калмана (ОФК) [11, 11, 16].

Тогда оптимальная оценка $\Delta \hat{z}_i$ составного вектора погрешностей $[\Delta z_i, \Delta_k]^T$ интегрированной СНН определяется выражениями:

$$\begin{aligned} \Delta \hat{z}_{i/i-1} &= F_{i-1} \cdot \Delta \hat{z}_{i-1}; \\ P_{i/i-1} &= F_{i-1} \cdot P_{i-1} \cdot F_{i-1}^T + G_{i-1} \cdot G_{i-1}^T; \\ \Delta \hat{z}_i &= \Delta \hat{z}_{i/i-1} + K_i \cdot ([r + d]_i - H \cdot \Delta \hat{z}_{i/i-1}); \\ K_i &= P_{i/i-1} \cdot H^T (H \cdot P_{i/i-1} \cdot H^T + D_{\Delta d_i})^{-1}; \\ P_i &= P_{i/i-1} - K_i \cdot H \cdot P_{i/i-1}, \end{aligned} \quad (27)$$

где K_i – коэффициент усиления фильтра;
 $D_{\Delta d}$ – дисперсия погрешности вычисления бокового отклонения СТЗ;
 $[r + d]_i$ – параметры, полученные от СТЗ и ЦКД (см. рис. 1).

Таким образом, располагая начальной ковариационной матрицей P_0 , на главной диагонали которой расположены дисперсии элементов вектора состояния z , можно вычислить оценки погрешностей положения и ориентации объекта и соответствующие им СКО.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАТУРНЫХ ДАННЫХ

Привлекаемое оборудование можно разделить на две части: измерительный блок и вычислитель. Измерительный блок строится на базе двух камер, располагающихся на расстоянии 20 см друг от друга [14], при этом визирные оси камер располагаются параллельно друг другу. Применение стереосистемы (двух камер) обеспечивает более высокую точность навигационного решения по отношению к моносистемам [1, 14, 15]. В качестве камер используются видеокамеры со следующими характеристиками: Imaging Development Systems (IDS) UI-5240SE-C-HQ (сенсор – CMOS цветной 1.3 Мпикс, разрешение 1280x1024, размер сенсора 1/1.8", глобальный затвор).

Для обеспечения высокой робастности работы алгоритма применяются объективы с большим горизонтальным углом обзора: AZURE-0420MM (фокусное расстояние 4 мм, горизонтальный угол 77.32°).

В качестве вычислителя взят промышленный контроллер UNO-2182 фирмы Advantech (Core 2Duo 1.5 ГГц, ОЗУ – 2Гб, 2xLAN). Внешний вид перечисленных устройств показан на рис. 6.



а)



б)



в)



г)

Рис. 6. Состав системы технического зрения:
 а – камера; б – объектив; в – вычислитель; г – СТЗ в сборе

Для проверки работы аппаратно-программного комплекса (рис. 7) в реальных условиях и оценки точности определения местоположения объекта был проведен ряд натурных испытаний. С помощью данного оборудования в различных погодных условиях проводился сбор натурных данных. Маршрут движения транспортного средства пролегал в г. Серпухове и его окрестностях.



Рис. 7. Подвижный навигационный комплекс

На рис. 8 представлен пример зависимости погрешности определения местоположения (координат X и Y) от пройденного навигационным комплексом пути. На графике красным цветом показаны погрешности определения координат $\Delta X_{\text{ПР}}$, $\Delta Y_{\text{ПР}}$ для СНН, функционирующей без алгоритмов коррекции по ЦКД и СТЗ, зеленым цветом показаны погрешности определения координат ΔX_{COR} , ΔY_{COR} СНН с коррекцией по способу, описанному выше. Данные получены для одного маршрута протяженностью 307 км.

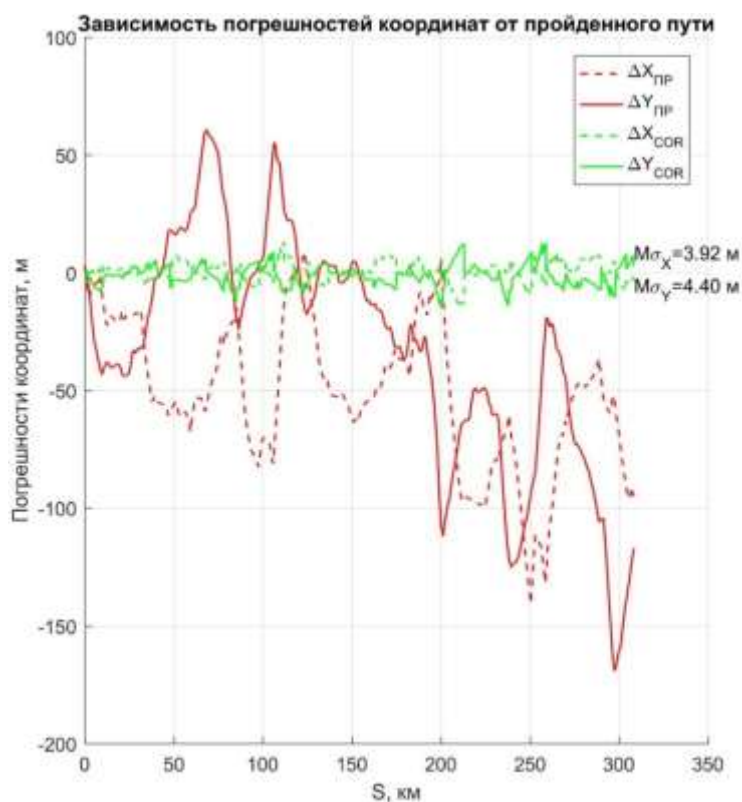


Рис. 8. График зависимости погрешностей координат от пройденного пути при коррекции СНН по ЦКД и СТЗ и без нее

На рисунке наглядно показана более высокая точность определения местоположения подвижного объекта в корректируемой системе. При рассмотрении СНН без коррекции темп нарастания погрешностей координат составляет ~ 3 м на 1 км пройденного пути и имеет характер неограниченного возрастания с учетом пройденного пути. Погрешности координат СНН с коррекцией практически не возрастают со временем и имеют математическое ожидание по координатам X и Y равное 3,92 м и 4,40 м соответственно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Благодаря разработанному способу, основанному на уточнении положения наземного объекта с использованием семантических данных, координат точек ЦКД и определении бокового отклонения навигационного комплекса от центра дорожного полотна по цифровому изображению СТЗ, появляется возможность коррекции параметров местоположения подвижного объекта. Последовательность операций сегментирования изображения нейросетевым алгоритмом, определения краев дорожного полотна и вычисления бокового отклонения позволяет проводить коррекцию СНН в режиме реального времени. Реализация рассматриваемого способа возможна без внесения изменений в конструкцию СНН, алгоритмы функционирования и протоколы обмена данными.

Экспериментальная оценка эффективности функционирования СНН, использующих данные ЦКД и СТЗ, показала возможность определения координат местоположения подвижного объекта с СКО не более 4,5 м независимо от пройденного пути и времени движения.

Список использованных источников

1. Brubaker M. A., Geiger A., Urtasun R. Lost! Leveraging the Crowd for Probabilistic Visual Self-Localization // CVPR, 2013 IEEE Conference. – 2013. – P. 3057–3064.
2. Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации. – М. : Наука, 1979. – 296 с.
3. Гонсалес Р., Вудс Р., Эддинс С. Мир цифровой обработки. Цифровая обработка изображений в среде MATLAB. – М. : Техносфера, 2006. – 616 с.
4. Оптимальное решение задачи автомобильной навигации с использованием карты дорог / С. П. Дмитриев [и др.] // Гироскопия и навигация. – 2000. – № 2 (29). – С. 57–69.
5. Карнов К. В., Лычагов А. С. Методика вычисления бокового смещения подвижного объекта относительно осевой линии дороги на основе геометрии перспективного изображения // Вестник Ярославского высшего военного училища противовоздушной обороны. – 2024. – № 2. – С. 24–32.
6. Карнов К. В., Лычагов А. С., Шолохов А. В. Определение факта нахождения подвижного объекта на участке цифровой карты дороги // Известия Института инженерной физики. – 2024. – № 2 (72). – С. 45–48.
7. Котов Н. И. Физико-теоретические основы навигации : тексты лекций. – Серпухов : СВВ РВ, 2007. – 231 с.
8. Котов Н. И., Шолохов А. В. Системы навигации : учебно-методич. пособие. – Серпухов : ФВА РВСН им. Петра Великого, 2021. – 263 с.
9. Ривкин Б. С. Аналитический обзор состояния исследований и разработок в области навигации за рубежом : [начало]. – СПб. : Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021. – Вып. 6. – 68 с.
10. Ривкин Б. С. Аналитический обзор состояния исследований и разработок в области навигации за рубежом : [окончание]. – СПб. : Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2022. – Вып. 7. – 98 с.

11. *Степанов О. А.* Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. – СПб. : Электроприбор, 2012. – Ч. 2 : Введение в теорию фильтрации. – 417 с.
12. *Степанов О. А.* Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. – СПб. : Электроприбор, 2010. – Ч. 1 : Введение в теорию оценивания. – 509 с.
13. *Степанов О. А.* Состояние, перспективы развития и применения наземных систем навигации для подвижных объектов // Гироскопия и навигация. – 2005. – № 2 (49). – С. 95–120.
14. *Форсайт Д., Понс Ж.* Компьютерное зрение. Современный подход. – М. : ИД «Вильямс», 2004. – 928 с.
15. *Шапиро Л. Г., Стокман Дж.* Компьютерное зрение : пер. с англ. – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2006. – 752 с.
16. *Шолохов А. В.* Основы теории оценивания навигационной информации : учеб. пособие. – М. : ВА РВСН им. Петра Великого, 2016. – 120 с.
17. Система технического зрения как источник дополнительной информации в задаче автомобильной навигации / А.В. Шолохов [и др.] // Гироскопия и навигация. – 2017. – № 1 (96). – С. 49–63.
18. *Шолохов А. В.* Автономная коррекция наземных навигационных систем по цифровой модели сети автомобильных дорог // Сборник докладов II Научно-технической конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». – СПб. : Электроприбор, 2000. – С. 244–251.

В. В. Клейменов,
доктор технических наук;
Е. В. Новикова

ПРИМЕНЕНИЕ ЗОНДИРУЮЩИХ ЛАЗЕРНЫХ ПУЧКОВ С РАЗЛИЧНОЙ УГЛОВОЙ РАСХОДИМОСТЬЮ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ИСКУССТВЕННОЙ ОПОРНОЙ ЗВЕЗДЫ В НАЗЕМНЫХ АДАПТИВНЫХ ОПТИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПАХ

В статье рассмотрено применение широкого и узкого зондирующих лазерных пучков для формирования лазерной опорной звезды, используемой в процессе компенсации атмосферных искажений в наземных адаптивных оптических телескопах при наблюдении космических объектов естественного и искусственного происхождения. Оцениваются коэффициент корреляции случайных смещений энергетических центров изображений наблюдаемой искусственной опорной звезды и положение космического объекта в фокальной плоскости телескопа.

Ключевые слова: наземный оптический телескоп, адаптивная оптика, малозаметный космический объект, лазерная опорная звезда.

ВВЕДЕНИЕ

Разрешающая и проникающая способности наземных оптических телескопов в значительной степени определяются их диаметром. Однако при его увеличении все в большей степени начинает сказываться влияние атмосферных искажений, приводящих к дрожанию и расфокусировке принимаемого и передаваемого оптических пучков. Поэтому при наблюдении космических объектов (КО) естественного и искусственного происхождения (звезд или фрагментов космического мусора) в наземных оптико-лазерных электронных комплексах (ОЛЭК) все более широкое применение находят методы адаптивной оптики для компенсации аберраций, обусловленных атмосферой. При слабой освещенности КО отраженного от него излучения может быть недостаточно для эффективной работы адаптивной оптической системы (АОС) на фоне внутренних и внешних (атмосферных) шумов. Поэтому в крупноапертурных ОЛЭК за рубежом стали широко применяться искусственные опорные звезды (ИОЗ), формируемые в поле зрения АОС с помощью источника лазерного излучения.

В настоящее время опубликовано большое количество теоретических и экспериментальных работ, посвященных ИОЗ и их применению в астрономических телескопах [1–4]. В работе [5] сообщается о результатах использования искусственной звезды в ОЛЭК AEOS системы контроля космического пространства США. Диаметр его главного зеркала 3,67 метра.

В работах [1, 2, 6] представлены результаты проведенного численного моделирования зависимости величины остаточной ошибки компенсации дрожания изображения естественной звезды от структурной функции вариации показателя преломления атмосферы $C_n^2(\xi)$ при известном (измеренном) положении изображения лазерной опорной звезды (ЛОЗ) для широкого лазерного пучка, формирующего ЛОЗ.

В данной работе оценивание остаточной ошибки (ОО) компенсации дрожания изображения малозаметного КО на матрице фотоприемного устройства проводится на основе корреляционной зависимости между случайными векторами, характеризующими положения прогнозируемого (рассчитанного) изображения КО и измеренного изображения ИОЗ как для широкого, так и для узкого лазерных пучков для разных схем формирования ИОЗ. При этом дисперсии дрожания векторов выражены через параметр Фрида. Данная постановка задачи определяет научную новизну результатов, полученных в данной статье.

ПРИМЕНЕНИЕ ШИРОКОГО ЛАЗЕРНОГО ПУЧКА ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ИОЗ

Требования к энергетическим, спектральным и пространственно-временным характеристикам лазерного излучателя, формирующего ИОЗ, и адаптивной оптической системы во многом связаны с астроклиматом места расположения телескопа. Практически все зарубежные крупноапертурные комплексы размещены в географических районах с очень хорошим астроклиматом, преимущественно в горной местности на высоте 2,5–4 км. Географические районы России характеризуются, как правило, значительно худшим астроклиматом. Его влияние обуславливает целый ряд отрицательных факторов, приводящих к нарушению пространственно-временной когерентности не только принимаемого оптического пучка от КО, но и лазерного пучка (ЛП), прежде всего к его дрожанию. Вследствие этого в фокальной плоскости телескопа ОЛЭК на матрице фотоприемного устройства (МФПУ) положения изображений ИОЗ и малозаметного КО не совпадают. Это обуславливает, в свою очередь, при реализации различных алгоритмов адаптации в АОС, наличие ОО компенсации дрожания изображения КО.

В настоящее время в наземных адаптивных ОЛЭК для коррекции атмосферных фазовых искажений в качестве опорного точечного источника используют натриевую ИОЗ на высоте $z_s = 90 \div 100$ км или рэлеевскую ИОЗ на высоте 5–20 км. При распространении широкого ЛП значение параметра Френеля должно удовлетворять условию $\Omega = (kd^2/z_s) \gg 1$ [7], где k – волновое число, $k = 2\pi/\lambda$ (где λ – длина волны, а d – диаметр апертуры лазера). Будем в дальнейшем рассматривать натриевую ИОЗ ($\lambda = 0,589$ мкм). Для нее в значительно меньшей степени сказывается негативное влияние фокусного анизопланатизма, чем для рэлеевской звезды. Размеры ИОЗ за счет фокусировки позволяют считать ее точечным источником сферической волны (СВ), которая приходит на главное зеркало ОЛЭК.

Для компенсации дрожания изображения КО применяют моностатическую (МС) и бистатическую (БС) схемы формирования ИОЗ.

Моностатическая схема формирования ИОЗ

В случае применения МС на КО или, при его недостаточной яркости, на его расчетное положение направлены и пространственно совмещены оптические оси главного зеркала ОЛЭК с диаметром D и фокусным расстоянием F и зондирующего лазера с диаметром лазерного пучка d .

Дисперсия дрожания случайного углового смещения (СУС) изображения ИОЗ в фокальной плоскости ОЭС может быть записана в общем виде с помощью выражения

$$\sigma_m^2 = \langle \varphi_m^2 \rangle = \langle \varphi_d^2 \rangle + \langle \varphi_D^2 \rangle + 2 \langle \varphi_d \varphi_D \rangle, \quad (1)$$

где первое слагаемое $\langle \varphi_d^2 \rangle = \sigma_d^2$ – дисперсия дрожания угла наклона ЛП, второе слагаемое $\langle \varphi_D^2 \rangle = \sigma_D^2$ – дисперсия СУС изображения ИОЗ как неподвижного источника при распространении излучения сверху вниз, третье слагаемое – корреляционная составляющая $\langle \varphi_d \varphi_D \rangle$, которая характеризует корреляцию между атмосферными возмущениями в зондирующем ЛП и СВ от ИОЗ [7].

Разнообразные условия распространения оптического излучения через турбулентную атмосферу можно учесть с помощью радиуса пространственной когерентности (РПК) или параметра Фрида r_0 . Тогда выражение (1) может быть представлено в следующем виде [7, 9]:

$$\sigma_m^2 = 0,364(r_0)^{-5/3} \lambda^2 \left[d^{-1/3} + D^{-1/3} - 2^{7/6} (D^2 + d^2)^{-1/6} \right]. \quad (2)$$

Знак минус перед третьим слагаемым отражает отрицательную корреляцию между лазерным пучком и рассеянной волной от ЛОЗ, распространяющихся навстречу друг другу.

Случайный вектор мгновенного положения энергетического центра тяжести (ЦТ) изображения ИОЗ в фокальной плоскости телескопа определяется как

$$\mathbf{p}_m = \mathbf{p}_d + \mathbf{p}_D, \quad (3)$$

где $|\mathbf{p}_d| = \varphi_d z_s$, а $|\mathbf{p}_D| = \varphi_D F$.

Вектор $\mathbf{p}_{ko}$ определяет дрожание изображения КО в фокальной плоскости, характеризующее дрожанием его энергетического ЦТ (интенсивности), относительно невозмущенного положения (начала системы координат МФПУ).

Дисперсия дрожания случайного угла $\varphi_{ko} = \|\mathbf{p}_{ko}\|/F$, отсчитываемого от оптической оси телескопа, составляет

$$\sigma_{ko}^2 = 0,364 D^{-1/3} (r_0^{ko})^{-5/3} \lambda^2. \quad (4)$$

В дальнейшем полагаем $z_s = F$.

Минимальное значение среднеквадратической ОО определяется выражением [8]

$$\langle e_{\min}^2 \rangle = (1 - r_{ko,m}) \sigma_{ko}^2. \quad (5)$$

Здесь $r_{ko,m}$ – коэффициент корреляции (КК) случайных величин φ_{ko} и φ_m , или нормированный корреляционный момент:

$$r_{ko,m} = \mu_{ko,m} / \sigma_{ko} \sigma_m, \quad (6)$$

где $\mu_{ko,m}$ – корреляционный момент, $\mu_{ko,m} = \langle (\varphi_{ko} - \langle \varphi_{ko} \rangle)(\varphi_m - \langle \varphi_m \rangle) \rangle$.

Как следует из выражения (5), минимальное значение среднеквадратической ОО зависит как от КК $r_{ko,m}$, так и от дисперсии дрожания КО, которая, в соответствии с выражением (4), может быть уменьшена за счет увеличения диаметра главного зеркала ОЛЭК.

Будем полагать, что случайные величины φ_{ko} , φ_m , φ_d , φ_D – гауссовы, а их математические ожидания $\langle \varphi_{ko} \rangle$, $\langle \varphi_m \rangle$, $\langle \varphi_d \rangle$ и $\langle \varphi_D \rangle$ равны нулю.

В зависимости от измеренной случайной величины φ_m оценку случайной величины φ_{ko} можно записать в следующем виде:

$$\hat{\varphi}_{ko} = r_{ko,m} (\sigma_{ko} / \sigma_m) \varphi_m.$$

При этом выражение (6) для КК случайных величин φ_{ko} и φ_m с нулевыми математическими ожиданиями примет вид

$$r_{ko,m} = \langle \varphi_{ko} \varphi_m \rangle / \sigma_{ko} \sigma_m. \quad (7)$$

Обозначим $n = D/d$. Тогда из (2) следует, что

$$(\sigma_D^2 / \sigma_d^2) = (d / D)^{1/3} = (1 / n)^{1/3}, \quad (8)$$

а КК случайных величин φ_{ko} и φ_m (мгновенных значений углов наклона КО и ЛОЗ) равен [9]

$$r_{ko,m} = \frac{1 - [2 / (1 + n^{-2})]^{1/6}}{[1 + n^{1/3} - [2^{7/6} / (1 + n^{-2})^{1/6}]^{1/2}]} \quad (9)$$

Нормированное значение дисперсии некомпенсированных угловых ОО смещения КО с учетом выражения (5) равно

$$G_n = \frac{\langle e_{\min}^2 \rangle}{\sigma_{ko}^2} = 1 - r_{ko,m}^2. \quad (10)$$

Результаты расчетов функций $r_{ko,m}$ и G_n в зависимости от параметра $n = D/d$ для МС формирования ИОЗ широким ЛП представлены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты расчетов функций $r_{ko,m}$, $r_{pl,m}$ и G_n в зависимости от параметра n для МС и БС схем формирования ИОЗ широким ЛП

n	Моностатическая схема		Бистатическая схема	
	$r_{ko,m}$	G_n	$r_{pl,m}$	G_n
1,2	-0,342	0,883	0,696	0,515
1,5	-0,306	0,906	0,683	0,533
2,0	-0,262	0,931	0,665	0,558
8,0	-0,137	0,981	0,577	0,677
11,0	-0,122	0,985	0,557	0,690
13,0	-0,071	0,995	0,546	0,702
15,0	-0,067	0,996	0,5371	0,712

Бистатическая схема формирования ИОЗ

В БС основной телескоп наземного ОЛЭК нацелен в расчетное положение малозаметного КО. Натриевая ИОЗ формируется на высоте 90–100 км зондирующим лазером, который вынесен на определенное расстояние относительно основного телескопа [2, 6]. В результате лазерный пучок и оптические пучки от КО и ИОЗ проходят через разные области пространственной когерентности атмосферы, т. е. $\langle \varphi_d \varphi_D \rangle \approx 0$.

Дисперсия дрожания ИОЗ в фокальной плоскости телескопа с учетом (1) в этом случае равна

$$\sigma_m^2 = \langle \varphi_m^2 \rangle = \langle \varphi_d^2 \rangle + \langle \varphi_D^2 \rangle.$$

Таким образом, с учетом (2) и (8) для БС формирования ИОЗ широким ЛП дисперсия дрожания ее изображения в фокальной плоскости телескопа примет вид

$$\sigma_m^2 = 0,364 D^{-1/3} (r_0)^{-5/3} \lambda^2 [1 + n^{1/3}], \quad (11)$$

а КК случайных величин φ_k, φ_m составит

$$r_{ko,m} = (1 + n^{1/3})^{-1/2}. \quad (12)$$

Отсюда нормированное значение дисперсии некомпенсированных (остаточных) угловых ошибок смещения звезды для БС формирования ИОЗ равно

$$G_{nb} = \frac{\langle e_{\min}^2 \rangle}{\sigma_{ko}^2} = 1 - r_{ko,m}^2 = \frac{n^{1/3}}{1 + n^{1/3}}. \quad (13)$$

В табл. 1 представлены результаты расчетов функций $r_{pl,m}$ и G_n в зависимости от параметра $n = D/d$ для БС формирования ИОЗ широким ЛП.

ПРИМЕНЕНИЕ УЗКОГО ЛАЗЕРНОГО ПУЧКА ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ИОЗ

При формировании узкого ЛП параметр Френеля [7] должен удовлетворять условию $\Omega = (kd^2/z_s) \leq 1$.

В случае короткой экспозиции (для времени накопления принимаемого сигнала на МФПУ за время меньшее времени «замороженности» атмосферы 1–10 мсек) с нормированным диаметром зеркала d/r_0 величину углового разрешения ЛП (как излучаемого, так и принимаемого) можно записать в виде [10]

$$\theta_{\text{л}} = (2/\sqrt{\pi})(\lambda/r_0)/\sqrt{R/R_{\text{max}}}. \quad (14)$$

Величина углового разрешения ЛП нормирована относительно максимального значения

$$R_{\text{max}} = \left(\frac{\pi}{4}\right) \left(\frac{r_0}{\lambda z_s}\right)^2,$$

соответствующего зеркалу бесконечно большого диаметра для случая длинной экспозиции при отсутствии фазовой коррекции.

С помощью выражения (14) рассчитаны значения угловой расходимости $\theta_{\text{л}}$ (по уровню половинной мощности) отклоненного ЛП для ближней и дальней зон излучающей апертуры в зависимости от ее нормированного диаметра d/r_0 , приведенные в работе [9].

В частности показано, что для натриевой ИОЗ при наблюдении КО в зените ($\beta = 0$) условие для дальней зоны выполняется для излучающей апертуры диаметром $d \ll \sqrt{z_s \lambda}$, т. е. для $d \ll 23 \div 24,5$ см, а для ближней зоны соответственно для $d \gg 23 \div 24,5$ см.

При размещении ОЛЭК на территории РФ условия астроклимата характеризуются, как правило, РПК $r_0 = 5 \div 10$ см и менее [9] (лишь для отдельных районов Северного Кавказа РПК может составить $r_0 = 15 \div 20$ см при $\beta = 0$). Углы наблюдения за КО могут составлять значения $-\pi/3 \leq \beta \leq \pi/3$. В этом случае расстояние до ИОЗ, формируемой в направлении на КО, увеличивается до 180–200 км, а РПК атмосферы уменьшается. Для такого астроклимата и при таких условиях наблюдения можно считать, что ИОЗ будет находиться преимущественно в дальней зоне апертуры зондирующего лазера, угловая расходимость ЛП при $d/r_0 = 2$ равна $\theta_{\text{л}} = 1,1\lambda/r_0$ и имеет минимальное значение $\theta_{\text{л}} = \lambda/r_0$ при $d/r_0 = 7$.

При формировании ИОЗ необходимо, как отмечалось выше, стремиться не только к уменьшению расходимости ЛП, но и к обеспечению нужного уровня мощности в лазерном пятне для возбуждения нейтральных атомов натрия.

Анализ результатов моделирования [11] показывает, что при формировании ИОЗ в дальней зоне зондирующего лазера увеличение его диаметра более $d = 2r_0$ не приводит к существенному уменьшению угловой расходимости пучка, однако снижает интенсивности излучения и, соответственно, плотности мощности в ЛП из-за влияния дефокусировки и других аберраций. Это, во-первых, снизит мощность принимаемого излучения от ИОЗ на МФПУ, а, во-вторых, приведет к тому, что ИОЗ станет не точечным, а протяженным. Вследствие этого влияние обоих факторов даст в результате снижение эффективности работы АОС.

Моностатическая схема формирования ИОЗ

Актуальность рассмотрения возможности применения узких пучков в данной схеме формирования ИОЗ обусловлена следующими обстоятельствами. Как известно [1–6], в БС некомпенсированная ОО дрожания изображения КО меньше, чем в МС, о чем свидетельствуют приведенные результаты в табл. 1. Это объясняется тем, что ЛП проходит через другую область пространственной когерентности атмосферы, чем оптические пучки от есте-

ственной опорной звезды (ЕОЗ) и ИОЗ, т. е. он становится некоррелированным по отношению к ним, т. е. $\langle \varphi_d \varphi_D \rangle \approx 0$. Поэтому представляет интерес оценка возможности применения узкого пучка в МС за счет минимизации третьего слагаемого в (1) для уменьшения нескомпенсированной ОО дрожания изображения КО на МФПУ в фокальной плоскости телескопа.

Для этого приведем выражение для КК между узким ЛП, формирующим ИОЗ, и излучаемой ею СВ [7]:

$$r_{dD} = -\frac{0,76}{n^{1/3} 2^6 \Omega^{1/6}}.$$

Для параметра Френеля $\Omega = 1/4$ получим $r_{dD} = -0,85/n^{1/3}$.

Тогда КК случайных величин угловых смещений изображений КО φ_{ko} и ИОЗ φ_m с учетом (11) равен [9]

$$r_{ko,m} = -\frac{1 - 0,85n^{-1/6}}{\sqrt{1 + n^{1/3} - 1,7n^{-1/6}}}, \quad (15)$$

По-прежнему полагаем, что в результате фокусировки размеры ИОЗ таковы, что она может рассматриваться как точечный источник сферической волны, приходящей на апертуру ОЭС, а величина нескомпенсированной ошибки дрожания изображения КО в фокальной плоскости телескопа определяется выражением (10).

В табл. 2 представлены результаты расчетов функций $r_{ko,m}$ и G_n в зависимости от параметра $n = D/d$ для МС формирования ИОЗ узким ЛП.

Таблица 2
Результаты расчетов функций $r_{ko,m}$ и G_n
в зависимости от параметра n для МС формирования ИОЗ
узким лазерным пучком

n	$r_{ko,m}$	G_n
1,5	-0,276	0,924
2	-0,281	0,921
4	-0,292	0,915
6	-0,297	0,912
7	-0,298	0,911
8	-0,298	0,911
10	-0,298	0,911
12	-0,298	0,911
16	-0,297	0,912
20	-0,296	0,913
27	-0,293	0,914
64	-0,282	0,921

Бистатистическая схема формирования ЛОЗ

Как уже отмечалось выше, в рассмотренной ранее бистатистической схеме отсутствует корреляция случайных угловых смещений лазерного пучка и изображений КО и ИОЗ в фокальной плоскости телескопа $\langle \varphi_d \varphi_D \rangle \approx 0$. Вследствие этого можно считать, что для бистатистической

ской схемы формирования ИОЗ с помощью узкого лазерного пучка справедливы выводы и оценки, полученные ранее при анализе бистатической схемы с широким лазерным пучком.

Так, в частности, из результатов, приведенных в табл. 1 для бистатической схемы, следует, что при увеличении отношения диаметров апертур телескопа и лазера коэффициент угловой корреляции дрожания центров тяжести изображений КО и ИОЗ снижается.

Однако при этом необходимо учитывать, что оптические пучки от малозаметного КО и ИОЗ, а также оптическая ось телескопа должны находиться в пределах пространственного угла изопланатизма турбулентной атмосферы.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

Анализируя приведенные в таблицах результаты, можно сделать следующие выводы.

1. В моностатической схеме формирования ИОЗ с широким зондирующим лазерным пучком при $n = 1,2 \div 2,5$ коэффициент угловой корреляции дрожания центров тяжести изображений КО и лазерной опорной звезды $r_{ko,m} = 0,34 \div 0,2$, т. е. между ними наблюдается умеренная корреляционная связь. Нормированное значение дисперсии некомпенсированных (остаточных) угловых ошибок смещения КО $G_n = 0,88 \div 0,93$. При увеличении параметра n до 11 коэффициент корреляции $r_{ko,m}$ уменьшается до 0,122.

2. В моностатической схеме формирования ИОЗ с узким зондирующим лазерным пучком при $n = 1,5 \div 6$ коэффициент угловой корреляции дрожания центров тяжести изображений КО и лазерной (искусственной) опорной звезды $r_{ko,m} = 0,27 \div 0,297$, т. е. изменяется незначительно и между ними сохраняется умеренная корреляционная связь. Нормированное значение дисперсии некомпенсированных (остаточных) угловых ошибок смещения КО также изменяется практически незначительно: $G_n = 0,9 \div 0,92$.

3. В бистатической схеме формирования ИОЗ с широким и узким зондирующим лазерным пучком при увеличении n коэффициент угловой корреляции дрожания центров тяжести изображений КО и ИОЗ снижается. Однако даже при $n = 11$ $r_{ko,m} = 0,56$, т. е. между ними наблюдается более сильная корреляционная связь, чем в моностатической схеме. При этом нормированное значение дисперсии некомпенсированных (остаточных) угловых ошибок смещения КО $G_n = 0,69$.

3. Для обеих схем формирования ИОЗ (моностатической и бистатической) рекомендуется использование узких лазерных пучков. Это связано с тем, что при формировании ЛОЗ в дальней зоне зондирующего лазера увеличение его диаметра более $d = 2r_0$ не наблюдается существенного уменьшения угловой расходимости пучка. Однако это снизит интенсивность излучения и, соответственно, плотность мощности в пучке из-за влияния дефокусировки и других аберраций. В результате ЛОЗ станет не точечным, а протяженным источником опорной волны, что, в свою очередь, приведет к ухудшению качества коррекции атмосферных возмущений в АОС телескопа.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В наземных адаптивных оптических телескопах наблюдения за малозаметными КО в обеих схемах формирования ИОЗ (моностатической и бистатической) для компенсации атмосферных искажений целесообразно применение узких лазерных пучков. Более высокий коэффициент угловой корреляции дрожания центров тяжести изображений КО и ИОЗ наблюдается в бистатической схеме формирования искусственной звезды. Вследствие этого нормированное значение дисперсии остаточных угловых ошибок смещения изображения КО для бистатической схемы ниже, чем в моностатической схеме.

Полученные результаты имеют прикладное значение и могут быть использованы при синтезе наземных адаптивных ОЭС локации, связи, наблюдения за КО естественного и искусственного происхождения, в том числе за малозаметными объектами (космическим мусором) с учетом особенностей астроклимата в предполагаемых географических местах их размещения.

Список использованных источников

1. Лукин В. П. Формирование оптических пучков и изображений на основе применения систем адаптивной оптики // Успехи физических наук. – 2014. – Т. 184, № 6. – С. 599–640.
2. Ботьбасова Л. А., Лукин В. П. Адаптивная коррекция атмосферных искажений оптических изображений на основе искусственного опорного источника. – М. : Физматлит, 2012. – 125 с.
3. Hardy J. W. Adaptive Optics for Astronomical Telescopes. – Oxford University press, 1999. – 210 p.
4. Клейменов В. В., Новикова Е. В. Действующие крупногабаритные наземные оптические телескопы наблюдения за космическими объектами // Известия вузов. Приборостроение. – 2018. – № 10. – С. 827–843.
5. Sodium guide star signal levels measured at AMOS and comparison to theory / D. Senft [et. al.] // Proc. of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference. – Maui, Hawaii, September. 2019. – P. 89–97.
6. Лукин В. П., Фортес Б. В. Адаптивное формирование пучков и изображений в атмосфере. – Новосибирск : СО РАН, 1999. – 185 с.
7. Лукин В. П. Атмосферная адаптивная оптика. – Новосибирск : Наука, 1986. – 205 с.
8. Тихонов В. И. Статистическая радиотехника. – М. : Радио и связь, 1982. – 624 с.
9. Клейменов В. В., Новикова Е. В. Анализ эффективности моностатической и бистатической схем формирования лазерной опорной звезды // Оптика атмосферы и океана. – 2023. – № 4. – С. 331–336.
10. Клейменов В. В., Новикова Е. В., Олейников М. И. О выборе диаметра апертуры зондирующего лазера в наземных адаптивных оптико-электронных системах при формировании натриевой опорной звезды // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2021. – Т. 21, № 1. – С. 24–30.
11. Wang J. Y. Phase-compensated optical beam propagation through atmospheric turbulence // Appl. Opt. – 1978. – Vol. 17, № 16. – P. 2580–2590.

П. Ю. Агапов;
А. В. Гомзяков,
доцент;
А. В. Соловьев,
кандидат технических наук;
И. В. Чернов,
кандидат технических наук, доцент

ПОЛИГРАФИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ И РЕПРОДУКЦИОННЫЕ ПРОЦЕССЫ СИСТЕМЫ ОПЕРАТИВНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГЕОПРОСТРАНСТВЕННЫМИ ДАННЫМИ КАК ЦЕЛЕУСТРЕМЛЕННЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ЦЕЛЕНАПРАВЛЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ

Статья является исходной в решении задачи разработки аппарата анализа качества полиграфических систем и комплексов для оперативного тиражирования геоизображений, а также синтеза этих систем и комплексов с целью повышения эффективности оперативного обеспечения высокодетальной геопространственной информацией в аналоговой форме.

Приведены и обоснованы обобщенные показатели характеристик полиграфических систем и комплексов; процессов тиражирования геоизображений; обобщенные требования к результатам тиражирования геоизображений; обобщенные критерии оценивания качества результатов операции тиражирования геоизображений; модели показателя эффективности процесса тиражирования геоизображений.

Ключевые слова: оперативная полиграфия, тиражирование, репродукция, геоизображения, целенаправленный процесс, целеустремленная система, эффективность.

ВВЕДЕНИЕ

Разработка и реализация проектов практически любых сфер деятельности нуждается в обеспечении информацией о местности и объектах, расположенных на поверхности Земли, в подповерхностном слое Земли, приповерхностном слое атмосферы Земли и околоземном пространстве – геопространственной информацией (ГПИ) [О порядке получения, использования и предоставления геопространственной информации : Постановление Правительства РФ № 326 от 28 мая 2007 г. – М., 2007].

Стабильно высокая востребованность ГПИ связана с необходимостью учета условий функционирования сложных (технических, социальных и др.) систем и комплексов, особенно при их анализе или проектировании.

Широко применяемой формой представления ГПИ являются геоизображения – любая пространственно-временная, масштабная, генерализованная модель земных (планетных) объектов или процессов, представленная в графической образной форме [1]. Связанно это, по-видимому, с тем, что около 90% информации человек получает при помощи зрения [4].

НАПРАВЛЕНИЕ РАЗВИТИЯ ПОТРЕБНОСТЕЙ В ОБЕСПЕЧЕНИИ ГПИ

На формирование требований к ГПИ оказывают влияние различные факторы, к которым относятся следующие:

– усиливающееся антропогенное воздействие на окружающую среду (незаконное строительство, самозахват земель, вырубки лесов, боевые действия и т. д.);

- непрерывно изменяющиеся потребности в содержании и формах представления геопространственной информации;
- потребности современных систем и комплексов в своевременном и полном информационном обеспечении, в том числе в обеспечении геопространственной информацией, что в итоге непосредственно влияет на полноту реализации потенциала технического превосходства над конкурирующей стороной [3, 5, 6, 9].

В совокупности описанные факторы привели, с одной стороны, к ужесточению требований, предъявляемых к оперативности обеспечения ГПИ, с другой стороны – к изменению соотношения потребностей в различных масштабах геоизображений [3, 5, 9] при проектировании и эксплуатации сложных технических систем [6].

На уровне долгосрочного (стратегического) планирования (5 лет и более) основная потребность в ГПИ может быть удовлетворена геоизображениями среднего и мелкого масштабов. Это обусловлено низкой скоростью изменения содержания геоизображений данных масштабов и большей площадью охвата. А на уровне оперативного (от одного до нескольких дней) планирования основная потребность в ГПИ смещается в сторону крупномасштабных геоизображений масштаба 1:25 000 и крупнее.

Геоизображения могут быть представлены, в том числе, в аналоговой форме (фотодокументы, карты, и т. п. на бумажных, текстильных, пластиковых и др. носителях ГПИ) и электронной форме (автоматизировано визуализированные цифровые модели местности). Хотя информатизация и цифровизация всех сфер деятельности постоянно повышается, обеспечение аналоговыми геоизображениями остается актуальным.

Заблаговременно запасы аналоговых геоизображений масштаба 1:25 000 и крупнее, как правило, не создаются по причине экономической нецелесообразности в связи с высокой скоростью снижения актуальности их содержания и трудоемкостью технологии их создания (особенно работы по получению исходной актуальной ГПИ). То есть возрастает актуальность обеспечения высокодетальной ГПИ (в том числе в аналоговой форме) на небольшие территории в сжатые сроки.

Удовлетворить сложившиеся запросы по оперативному обеспечению высокодетальной ГПИ в аналоговой форме позволит повышение эффективности оперативного создания и тиражирования (репродуцирования) геоизображений, особенно фотографических геоизображений, включающих фотодокументы местности.

Поскольку современные проекты по обеспечению сложных систем существенно разнятся как по пространственному охвату, так и по требованиям, предъявляемым к содержащейся ГПИ и форме ее представления, то актуальными становятся вопросы оценивания качества существующих, а в дальнейшем синтеза полиграфических систем и комплексов (ПСиК) требуемого качества. Такие ПСиК должны позволять печатать геоизображения на заданные районы, тиражами заданного числа экземпляров требуемого качества в установленные сроки.

Таким образом, для исследования качества существующих ПСиК, а также оценивания эффективности организованных с их применением процессов тиражирования геоизображений необходимо:

- обосновать показатели, по которым сравниваются различные варианты ПСиК и стратегии (организации) их применения;
- разработать методы определения (вычисления) значений показателей качества ПСиК, эффективности процессов их применения, методы исследования зависимости этих показателей от параметров и эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ) ПСиК и параметров и ЭТХ процессов применения ПСиК;
- сформулировать цель и критерии оценивания качества результатов операции тиражирования (репродуцирования) геоизображений.

ПОКАЗАТЕЛИ КАЧЕСТВА ПОЛИГРАФИЧЕСКИХ СИСТЕМ И ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ТИРАЖИРОВАНИЯ (РЕПРОДУЦИРОВАНИЯ) ГЕОИЗОБРАЖЕНИЙ

В публикациях [11–13] рассматривается картографическое обеспечение, включающее составление (создание), издание (тиражирование), накопление, хранение и доведение до потребителя картографической продукции (КП), принадлежащей более общему понятию – геоизображения, где детально рассмотрены и смоделированы процессы составления (создания) КП (геоизображений) как целенаправленные процессы (ЦнП).

Данная публикация является исходной в попытке авторов представить и изучить процесс тиражирования (репродуцирования) геоизображений с применением полиграфических технологий как ЦнП с применением «Методологических основ внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем» [7].

Следовательно, полиграфические системы и комплексы в приложении к тиражированию геоизображений будут рассмотрены как целеустремленные технические системы (ЦУТС), а операции тиражирования (репродуцирования) геоизображений – как целенаправленные процессы функционирования этих систем (ЦНПФС).

Такой подход позволит учитывать при обосновании выбора и проектировании полиграфических технических средств, технологических приемов, способов и процессов случайный характер условий функционирования и условий применения полиграфических систем и комплексов в приложении к тиражированию геоизображений, в том числе для оперативного планирования обеспечения ГПИ.

Процесс полиграфического производства геоизображений, как и любой ЦнП, необходимо характеризовать минимум тремя обязательными операционными свойствами (результативностью, оперативностью и ресурсоемкостью) [7].

Результативность – свойство целенаправленного процесса, которое характеризуется получаемым в результате его проведения целевым эффектом [7, 10], например печати заданного объема тиража номенклатур геоизображений установленного района с требуемым качеством.

Оперативность характеризуется затратами времени на проведение операции [7, 12], например, оперативность процесса тиражирования геоизображений следует охарактеризовать затратами операционного времени t , потребными для печати заданного объема тиража номенклатур геоизображений установленного района с требуемым качеством.

Ресурсоемкость характеризуется затратами всех ресурсов всех классов (кроме времени) на проведение операции [7, 13]. Ресурсоемкость процесса тиражирования геоизображений следует охарактеризовать затратами операционных ресурсов r , потребными для печати заданного объема тиража номенклатур геоизображений установленного района с требуемым качеством.

Затраты операционных ресурсов r должны учитывать также стоимость расходных материалов и других ресурсов для печати тиражей заданных номенклатур, амортизацию ПСиК, оплату труда исполнителей и т. д.

Отдельно следует отметить, что термин «номенклатура» в данной статье применяется также в отношении геоизображения с произвольной рамкой, определенной заказчиком или определенной на основе его требований, т. е. «номенклатура» не обязательно задана нормативной документацией, как, например, листы топографических карт и планов установленного масштабного ряда.

При описании показателей качества процесса тиражирования геоизображений как ЦнП возникают сложности, обусловленные тем, что в операции целевой эффект и затраты ресурсов описываются несколькими компонентами. Например, требуется создать репродукции геоизображений на определенные районы, заданным числом издаваемых экземпляров для

каждого района и др. Как следствие, возникает необходимость представления показателей результатов и эффектов ЦНП репродукции геоизображений в виде вектора:

$$\mathbf{Y}_{\langle n \rangle} = \langle \mathbf{Y}_{\langle n_1 \rangle}^{(1)}, \mathbf{Y}_{\langle n_2 \rangle}^{(2)}, \mathbf{Y}_{\langle n_3 \rangle}^{(3)}, \dots, \mathbf{Y}_{\langle n_k \rangle}^{(k)} \rangle;$$

$$\mathbf{Y}_{\langle n \rangle} = \langle y_1^{(1)}, y_2^{(1)}, \dots, y_{n_1}^{(1)}; y_1^{(2)}, y_2^{(2)}, \dots, y_{n_2}^{(2)}; y_1^{(3)}, y_2^{(3)}, \dots, y_{n_3}^{(3)}; \dots, y_1^{(k)}, y_2^{(k)}, \dots, y_{n_k}^{(k)} \rangle, \quad (1)$$

где $\mathbf{Y}_{\langle n \rangle}$ – вектор показателей качества и эффектов, состоящий из $n = n_1 + n_2 + n_3 + \dots + n_k$ компонент;

k – число групп компонент вектора $\mathbf{Y}_{\langle n \rangle}$.

Так как обязательными операционными свойствами являются результативность, оперативность и ресурсоемкость [7], вектор (1) должен иметь минимум три группы компонентов ($k = 3$):

$$\mathbf{Y}_{\langle k \rangle} = \langle \mathbf{V}_{\langle n_1 \rangle}, \mathbf{R}_{\langle n_2 \rangle}, \mathbf{T}_{\langle n_3 \rangle} \rangle = \langle v_1, v_2, \dots, v_{n_1}; r_1, r_2, \dots, r_{n_2}; \tau_1, \tau_2, \dots, \tau_{n_3} \rangle, \quad (2)$$

где $\mathbf{V}$ – вектор компонент, характеризующих целевые эффекты;

$\mathbf{R}, \mathbf{T}$ – вектора компонент, характеризующих затраты времени и других ресурсов;

k – число групп компонентов.

Выражение (2) является записью вектора показателей качества операционных свойств ЦНПФС в комплексной канонической и развернутой формах.

Внутри групп компонент $\mathbf{Y}_{\langle n_i \rangle}^{(i)}$ ($i = 1, 2, 3, \dots$) вектора $\mathbf{Y}_{\langle n \rangle}$ может быть произведено свертывание [7] различными методами [10, 12, 13]:

$$y_i = y_i(\mathbf{Y}_{\langle n_i \rangle}^{(i)}), \quad \mathbf{Y}_{\langle 3 \rangle} = \langle y_1, y_2, y_3 \rangle = \langle v, r, \tau \rangle, \quad (3)$$

где v – обобщенный показатель результативности;

r – обобщенный показатель ресурсоемкости;

τ – обобщенный показатель оперативности.

Например, если требования к целевому эффекту имеют формулировку: «Требуется напечатать тираж n_1 номенклатур геоизображений, числом $\langle \eta_1^T, \eta_2^T, \dots, \eta_{n_1}^T \rangle$ экземпляров каждой, с качеством не хуже $\langle \alpha_1^T, \alpha_2^T, \dots, \alpha_{n_1}^T \rangle$ », и показатели α и η не имеют случайного, неопределенного, вероятностного, нечеткого и т. п. характера, то обобщенный показатель результативности может иметь следующий вид [12]:

$$v = \frac{1}{n_1} \sum_{j=1}^{n_1} \alpha_j \eta_j, \quad \eta_j = \begin{cases} \frac{\tilde{\eta}_j}{\eta_j^T}, \frac{\tilde{\eta}_j}{\eta_j^T} < 1, \\ 1, \frac{\tilde{\eta}_j}{\eta_j^T} \geq 1; \end{cases} \quad \alpha_j = \begin{cases} \frac{\tilde{\alpha}_j}{\alpha_j^T}, \frac{\tilde{\alpha}_j}{\alpha_j^T} < 1, \\ 1, \frac{\tilde{\alpha}_j}{\alpha_j^T} \geq 1; \end{cases} \quad \text{или} \quad \alpha_j = \begin{cases} 1, \tilde{\alpha}_j \geq \alpha_j^T, \\ 0, \tilde{\alpha}_j < \alpha_j^T; \end{cases} \quad (4)$$

где $\tilde{\eta}_j$ – оценка виртуального объема целевого эффекта (число экземпляров изданного тиража каждой номенклатуры);

$\tilde{\alpha}_j$ – оценка виртуального качества целевого эффекта (качества изданного тиража каждой номенклатуры).

При обосновании выбора из существующих ПСиК, наиболее подходящих для репродукции геоизображений в рамках оперативного обеспечения ГПД, известны характеристики (параметры и ЭТХ) ЦУТС. Также при обосновании выбора из существующих ПСиК известны технологии процессов репродуцирования с их применением. Следовательно, возможно описать характеристики организации (параметры и ЭТХ) каждой ЦНПФС – ПСиК.

На характеристики ЦУТС и характеристики организации ЦНПФС оказывают влияние условия функционирования ЦУТС (УФС) и условия применения ЦУТС (УПС) [7]:

$$\mathbf{Y}_{\langle 3 \rangle} = \mathbf{Y}_{\langle 3 \rangle}(\mathbf{A}'_{\langle k' \rangle}, \mathbf{A}''_{\langle k'' \rangle}) = \mathbf{Y}_{\langle 3 \rangle}(\mathbf{A}'_{\langle k \rangle}, \mathbf{B}_{\langle l \rangle}), \quad (5)$$

где $\mathbf{A}'_{\langle k' \rangle}$ – вектор характеристик (параметры и ЭТХ) ЦУТС,

$$\mathbf{A}'_{\langle k' \rangle} = \mathbf{A}'_{\langle k' \rangle}(\mathbf{B}'_{\langle l' \rangle}, \mathbf{B}''_{\langle l'' \rangle}),$$

где $\mathbf{B}'$ – вектор характеристик УФС, а $\mathbf{B}''$ – вектор характеристик УПС, $l=l'+l''$, $k=k'+k''$;

$\mathbf{A}''_{\langle k'' \rangle}$ – вектор характеристик организации (параметры и ЭТХ) ЦНПФС,

$$\mathbf{A}''_{\langle k'' \rangle} = \mathbf{A}''_{\langle k'' \rangle}(\mathbf{B}'_{\langle l' \rangle}, \mathbf{B}''_{\langle l'' \rangle}).$$

Условия функционирования системы – это совокупность факторов (как правило, природного происхождения), через характеристики ЦУТС, а также характеристики ЦНПФС, обуславливающие виртуальные и допустимые (требуемые) результаты операции [7]. Например, применение ПСиК в условиях низких температур требует использования особых расходных материалов и способов печати.

Условия применения системы – это совокупность факторов (как правило, организационно-ситуационного происхождения), влияющих на ситуацию, в которой ЦУТС придется выполнять задачу, и тем самым обуславливающих виртуальные и допустимые (требуемые) результаты операции [7].

Например, применение ПСиК в составе подвижной (мобильной) системы обеспечения ГПИ предполагает большую удаленность места проведения операции от источников ресурсов и сложность их доставки, что требует от ПСиК повышенной экономичности по расходу ресурсов. Также применение ПСиК в составе мобильной системы обеспечения ГПИ накладывает ограничения на его массогабаритные характеристики, которые определяют предельные характеристики формата носителя (размера) геоизображений, что влияет на число издаваемых листов (номенклатур).

Строго говоря, УФС и УПС, в которых полиграфическим ЦУТС реально придется выполнять задачу, являются объективными факторами и до проведения операции (априори) неизвестны [7]. Значит, вектора характеристик УФС и УПС не могут быть предварительно заданы однозначно. Поэтому вектора характеристик УФС и УПС являются случайными и, следовательно, вектор $\mathbf{Y}_{\langle n \rangle}$ показателей качества и эффектов будет так же случайным [7]:

$$\hat{\mathbf{Y}}_{\langle 3 \rangle} = \mathbf{Y}_{\langle 3 \rangle}(\hat{\mathbf{A}}_{\langle k \rangle}, \hat{\mathbf{B}}_{\langle l \rangle}). \quad (6)$$

где $\hat{}$ – знак случайной величины (случайного события).

Выражение (6), поскольку имеет стохастический характер, применимо в задачах измерения и оценивания качества массового обслуживания с применением полиграфических ЦУТС.

Стохастическое представление вектора $\mathbf{Y}_{\langle n \rangle}$ показателей качества и эффектов функционирования полиграфических ЦУТС позволяет осуществить переход от комплекса показателей (v , τ , s или $\mathbf{V}$, $\mathbf{R}$ и $\mathbf{T}$) к одному интегральному показателю эффективности.

В рамках публикации и дальнейших исследований по оцениванию качества ПСиК, а также синтеза ПСиК заданного качества эффективность будет пониматься как комплексное операционное свойство («качество» – «атрибут») ЦНПФС, характеризующее его приспособленность к достижению цели реализуемой ЦУТС операции (выполнению стоящей перед ЦУТС задачи) [7].

В работе [7] наглядно доказано, что наиболее приемлемым интегральным показателем эффективности является вероятность $P_{\text{ДЦ}}$ достижения цели операции ($P_{\text{ВЗ}}$ вероятность выполнения задачи), например

$$P_{\text{ДЦ}} = P[(\hat{r} \leq r^{\text{П}}) \cap (\hat{v} \geq v^{\text{T}}) \cap (\hat{\tau} \leq \tau^{\partial})]. \quad (7)$$

где Π , T и ∂ – знаки принадлежности к предельным, требуемым и директивным показателям, которые получают по результатам анализа задания на тиражирование геоизображений.

Если принять ряд допущений и ограничений, позволяющих считать случайные величины $\hat{v}$, $\hat{r}$ и $\hat{\tau}$ взаимно независимыми (что, строго говоря, не так), то для выражения (6) можно записать:

$$\tilde{P}_{\text{ДЦ}} = P(\hat{r} \leq r^{\text{П}})P(\hat{v} \geq v^{\text{T}})P(\hat{\tau} \leq \tau^{\partial}) = F_{\hat{r}}(r^{\text{П}})F_{\hat{v}}(v^{\text{T}})F_{\hat{\tau}}(\tau^{\partial}). \quad (8)$$

где $\tilde{P}_{\text{ДЦ}}$ – оценка значения показателя $P_{\text{ДЦ}}$ эффективности;

F – соответствующие обобщенные функции распределения показателей качества результатов ЦнП функционирования полиграфической системы или комплекса.

На самом деле для получения эффекта v требуется затратить ресурсы r и время τ , значит компоненты вектора $\mathbf{Y}_{\text{З}}$, связанные между собой соотношениями (операционным функционалом – совокупностью операционной функции и функции связи) [7]:

$$\begin{aligned} \hat{y}_1 &= \mathfrak{R}(\hat{y}_2, \hat{y}_3); \\ \hat{y}_3 &= S(\hat{y}_2; \hat{y}_1), \end{aligned} \quad \text{или} \quad \begin{aligned} \hat{v} &= \mathfrak{R}(\hat{r}, \hat{\tau}); \\ \hat{\tau} &= S(\hat{r}; \hat{v}), \end{aligned} \quad (9)$$

где $\mathfrak{R}$ – операционная функция (соотношение, описывающее зависимость целевого эффекта от расходуемых операционных ресурсов и времени);

S – функция связи (балансные соотношения) между различными характеристиками результатов операции (в частности, между ресурсами различных видов).

Когда случайные величины $\hat{v}$, $\hat{r}$ и $\hat{\tau}$ зависимы (например, вероятность того, что операционных ресурсов будет достаточно для достижения целевого эффекта, целевой эффект будет достигнут и затраты времени на достижение целевого эффекта не превысят директивных значений), вероятность $P_{\text{ДЦ}}$ (6) достижения цели операции тиражирования геоизображений составит

$$P_{\text{ДЦ}} = P(\hat{r} \leq r^{\text{П}})P_{(\hat{r} \leq r^{\text{П}})}(\hat{v} \geq v^{\text{T}})P_{[(\hat{r} \leq r^{\text{П}}) \cap (\hat{v} \geq v^{\text{T}})]}(\hat{\tau} \leq \tau^{\partial}). \quad (10)$$

Однако если полиграфическая система рассматривается как часть простого, «сплоченного» операционного комплекса (ОК) [отсутствуют негативно воздействующие элементы (конкурирующе-противодействующие)], все элементы которого стремятся к достижению одной и той же цели, то требования к некоторым результатам ЦнП репродуцирования геоизображений заранее обусловлены его технологией, условиями проведения операции и возможностями ЦУТС и заранее удовлетворяются.

Значит, достижение цели по некоторым отдельным ее результатам является достоверным событием, а соответствующий операнд в критерии оценивания пригодности результатов операции поглощается остальными операндами, также сокращается число n компонент показателя $\mathbf{Y}_{\text{м}}$ качества результатов операции, что принято называть эффектом поглощения по соответствующим показателям [7]. В таком случае исследование ЦнП репродуцирования и тиражирования геоизображений упростится. Например, затраты операционных ресурсов будут иметь детерминированный характер и не превысят предельного (директивного) уровня:

$$\begin{aligned} \hat{v} &= \mathfrak{R}(r, \hat{\tau}); \\ \hat{\tau} &= S(r; \hat{v}), \end{aligned} \quad P_{\text{ДЦ}} = P[(\hat{v} \geq v^{\text{T}}) \cap (\hat{\tau} \leq \tau^{\partial})]. \quad (11)$$

При исследовании процессов функционирования сложных систем (ЦУТС) принято различать три составляющие этих процессов [2]: детерминированную, случайную и неопределенную (детерминированными называются процессы, вызванные действием полностью известных причин [7]).

Если информация, которой обладает исследователь (вектор $\mathbf{A}_{\text{д}}$, характеристик ЦУТС и характеристик организации ЦНПФС, вектор $\mathbf{B}_{\text{д}}$, характеристик УФС и УПС) не имеет случайного, неопределенного, вероятностного, нечеткого и т. п. характера, а является детерминированной, то и результаты моделирования на их основе виртуальных (ожидаемых) результатов функционирования ЦУТС и требований к результатам ЦНПФС будут также иметь детерминированный характер:

$$\begin{aligned} y_1 &= \mathfrak{R}(y_2, y_3); \\ y_3 &= S(y_2; y_1), \end{aligned} \quad \text{или} \quad \begin{aligned} v &= \mathfrak{R}(r, \tau); \\ \tau &= S(r; v), \end{aligned} \quad (12)$$

Необходимо отметить, что детерминированность плохо соответствует реальным практическим задачам, а детерминированные и квазирегулярные модели, следует рассматривать лишь как некоторые приближения стохастических моделей и правомерность их применения необходимо обосновывать в каждом конкретном случае [7].

С другой стороны, важно учитывать, что как отмечено в [8] для решения оптимизационных задач практически могут быть реализованы лишь вычислительные схемы решения однокритериальных детерминированных оптимизационных задач, т. е. задач поиска оптимума скалярной детерминированной критериальной функции от детерминированных аргументов. Все иные оптимизационные процедуры неизбежно содержат в себе элементы произвола и субъективизма [7].

ОБОБЩЕННАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ТИРАЖИРОВАНИЯ ГЕОИЗОБРАЖЕНИЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПОЛИГРАФИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Задачи тиражирования геоизображений с применением полиграфических систем имеют приблизительно следующую формулировку [11–13].

Создать заданное число v_2^T репродукций заданного числа v_1^T номенклатур с заданным качеством α^T . Также определить срок t_k выполнения задания. Предполагая момент t_n начала работ и директивный срок t_k их окончания определяются директивные затраты τ^{∂} времени, отводимые на реализацию операции тиражирования геоизображений [13].

Кроме того, необходимо учитывать имеющиеся для выполнения операции ресурсы r^{Π} (число специалистов и их квалификацию, систему оплаты труда (почасовая или сдельная); число применяемых средств труда (необходимого оборудования – полиграфических систем и т. д.), их стоимость; амортизацию средств труда; выделенные финансовые средства и т. д.).

В работе [7] отмечено, что ключевой проблемой при исследовании эффективности операций (ЦНПФС) является корректная (обоснованная, правильная) формулировка задач, стоящих перед ЦУТС. От корректности постановки задачи ЦУТС зависит правильность выводов об эффективности реализуемых ею операций и пригодности ЦУТС для достижения целей, поставленных надсистемой (суперсистемой, в рассматриваемом случае – системой обеспечения ГПИ).

Математическим выражением цели операции является критерий оценивания качества ее результатов (эффектов) [7]. Значит целесообразно формулирование цели операции начинать с определения требований к эффектам ЦНПФС, количественные меры которых образуют вектор $\mathbf{Y}_{\text{м}}$ и область $\{\mathbf{Y}_{\text{м}}^{\partial}\}$ допустимых значений вектора $\mathbf{Y}_{\text{м}}$, а заканчивать установлением отношений между компонентами этого вектора и области, обеспечивающих достижение цели операции [7].

Если ввести обозначения

$$y_1^T = v^T = z_1; y_2^T = r^T = z_2; y_3^T = \tau^T = z_3, \quad (13)$$

то область допустимых значений результатов операции (показателей их качества) будет представлять собой октант (в обобщенном варианте n -мерный гипероктант)

$$\{Y_{(k)}^T\} = [z_1, \infty) \times (-\infty, z_2] \times (-\infty, z_3] \quad (14)$$

с вершиной в точке $Y_{(3)} = \langle z_1, z_2, z_3 \rangle$ [7]. Нижний предел расхода ресурсов всех видов y_2, y_3 обусловлен их физическим смыслом, а не целью операции [7]. Отрицательный расход ресурсов можно трактовать как их прирост, а отрицательное операционное время означает, что цель операции достигнута до ее начала (до $t_0 = 0$) [7].

Ранее отмечалось, что при проведении анализа качества ПСиК и эффективности ЦнП с их применением, а также синтезе ПСиК и заданного качества и организации операций с применением ПСиК, УФС и УПС могут иметь случайный характер.

Так как требования к результатам $Y_{(n)} = \langle Y_{(n_1)}^{(1)}, Y_{(n_2)}^{(2)}, Y_{(n_3)}^{(3)} \rangle$ операции (ЦНПФС) зависят от условий $B_{(l^*)}''$ применения ЦУТС, вектор $Z_{(n)}$ требований, предъявляемых к качеству результатов $Y_{(n)}$ операции (ЦНПФС) в описанном случае (при случайном характере УФС и УПС, характеристик ЦУТС, характеристик организации ЦНПФС) будет иметь вид

$$\hat{Z}_{(n)} = Z_{(n)}(B_{(l^*)}'') = \langle \hat{Z}_{(n_1)}^{(1)}, \hat{Z}_{(n_2)}^{(2)}, \hat{Z}_{(n_3)}^{(3)} \rangle = \langle \hat{z}_1, \hat{z}_2, \hat{z}_3 \rangle. \quad (15)$$

Учитывая проведенную выше обобщенную постановку задачи тиражирования геоизображений с применением ПСиК для полностью разобщенного и полностью сплоченного операционных комплексов, требования к результатам функционирования ПСиК следует записать следующим образом:

$$\begin{aligned} \hat{z}_1 &= z_1(\hat{v}_1^T, \hat{v}_2^T; \hat{\alpha}_2^T, \hat{B}_{(l^*)}''), \hat{z}_2 = z_2(\hat{r}^T; \hat{B}_{(l^*)}''), \hat{z}_3 = z_3(\hat{t}_H, \hat{t}_K; \hat{B}_{(l^*)}''); \\ z_1 &= z_1(v_1^T, v_2^T; \alpha_2^T, B_{(l^*)}''), z_2 = z_2(r^T; B_{(l^*)}''), z_3 = z_3(t_H, t_K; B_{(l^*)}''), \end{aligned} \quad (16)$$

где v_2^T – заданное число репродукций;
 v_1^T – заданное число номенклатур;
 α_2^T – заданное качество печати.

С учетом (2) и (7) критерий оценивания качества результатов операции тиражирования геоизображений по ее результатам (оценивающий качество ее результатов) будет иметь вид:

$$\begin{aligned} G^{[K]}: Y_{(k)}^{[K]} \in \{Y_{(k)}^{T[K]}\}^{[K]} \cong U \text{ или } G^{[K]}: \hat{Y}_{(k)}^{[K]} \in \{\hat{Y}_{(k)}^{T[K]}\}^{[K]} \cong U \\ G^{[K]}: Y_{(k)}^{[K]} \in \{\hat{Y}_{(k)}^{T[K]}\}^{[K]} \cong U \text{ или } G^{[K]}: \hat{Y}_{(k)}^{[K]} \in \{\hat{Y}_{(k)}^{T[K]}\}^{[K]} \cong U, \end{aligned} \quad (17)$$

где k – число групп компонент вектора $Y_{(n)}$;
 $Y_{(k)}^{T[K]}$ – допустимое значение вектора $Y_{(n)}$ для критерия K -го класса;
 $[K]$ – обозначения класса критерия ([ПР] – пригодности или [ОПТ] – оптимальности или [ПРЕВ] – превосходства);
 U – достоверное событие.

Например, обобщенная постановка задачи тиражирования геоизображений с применением полиграфических систем может быть сформулирована следующим образом.

Указываются: район Θ^T на который необходимо создать тираж геоизображений; масштабный ряд; формат носителя (размер) геоизображений; число $\eta_{\langle n_1 \rangle}^T = \langle \eta_1^T, \eta_2^T, \dots, \eta_{n_1}^T \rangle$ экземпляров каждой номенклатуры геоизображений; требования к качеству геоизображений $\alpha_{\langle n_1 \rangle}^T = \langle \alpha_1^T, \alpha_2^T, \dots, \alpha_{n_1}^T \rangle$ (точность нанесения объектов (печати), цветность (красочность) печати, линиятура растра).

Зная координаты границы района, масштаб геоизображений, определяется требуемое число n_1 номенклатур геоизображений. Зная момент t_n начала работ и установленный срок t_k их окончания, определяется директивный период τ^∂ , отводимый на создание геоизображений [12]. Кроме того, необходимо учитывать имеющиеся ресурсы r^Π : число специалистов соответствующей квалификации, число применяемых средств труда (необходимого оборудования) и их амортизация, расходные материалы, финансовые средства и т. п.

Таким образом, обобщенное математическое выражение критерия $G^{[\Pi P]}$ пригодности результатов операции тиражирования геоизображений может быть записана следующим образом:

$$G^{[\Pi P]}: \begin{cases} v \geq v^T(\Theta^T, \eta_{\langle n_1 \rangle}^T, \alpha_{\langle n_1 \rangle}^T) \\ \tau \leq \tau^\partial(t_k, t_n); \\ r \leq r^\Pi, \end{cases} \quad (18)$$

а задача создания тиража геоизображений может иметь следующую формулировку: необходимо на заданный район Θ^T создать не менее n_1 номенклатур геоизображений с качеством не хуже α_j^T , затратив ресурсов не более r^Π , в течение времени τ , не превышающем директивного периода τ^∂ .

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенные и обоснованные в статье обобщенные для ПСиК и ЦнП тиражирования геоизображений показатели характеристик, а также требования к результатам ЦнП тиражирования геоизображений и критерии оценивания качества результатов операции тиражирования геоизображений позволяют:

- разрабатывать методы определения (вычисления) значений показателей качества ПСиК, эффективности процессов их применения;
- формулировать цель и задачу операции тиражирования (репродуцирования) геоизображений, а также критерии оценивания качества результатов этой операции;
- выполнять анализ качества ПСиК и синтез ПСиК, ЦнП тиражирования геоизображений требуемого (заданного) качества и в итоге эффективно удовлетворять сложившиеся запросы по оперативному обеспечению высокодетальной ГПИ в аналоговой форме.

Список использованных источников

1. Берлянт А. М. Теория геоизображений. – М. : ГЕОС, 2006. – 262 с.
2. Бешелев С. Д., Гурвич Ф. Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. – М. : Статистика, 1974. – 159 с.
3. Военная доктрина Российской Федерации [утв. Президентом РФ №Пр-2976] // Российская газета. – 2014. – 30 дек. (№ 298).
4. Долженкова В. И. Теоретические основы визуального обучения // Проблемы педагогики. – 2015. – № 4 (5). – С. 16–23.

5. *Елюшкин В. Г.* Геоинформационное обеспечение военных действий. От достаточности к превосходству. – 2-е изд. доп. и испр. – М. : Самиздат, 2019. – 166 с.
6. *Зарудницкий В. Б.* Факторы достижения победы в военных конфликтах будущего // Военная мысль. – 2021. – № 8. – С. 34–47.
7. *Петухов Г. Б., Якунин В. И.* Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем. – М. : АСТ, 2006. – 504 с.
8. Теория прогнозирования и принятия решений / под ред. С. А. Саркисяна. – М. : Высш. шк., 1977. – 351 с.
9. *Чернов И. В., Осипов Г. К., Левадный Ю. В.* Комплекс геоинформационного обеспечения // Информация и космос. – 2023. – № 1. – С. 120–125.
10. *Чернов И. В., Якунин В. И.* Модель процесса гиротеодолитных работ для решения задачи оценивания качества его результатов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 156–163.
11. *Чернов И. В., Гомзяков А. В., Титов К. И.* Подход к проектированию оперативных картографических работ и издания карт // Информация и космос. – 2021. – № 2. – С. 138–142.
12. *Чернов И. В., Якунин В. И.* Модель процесса создания и издания картографической продукции // Геодезия и картография. – 2022. – № 1. – С. 12–17.
13. *Чернов И. В., Якунин В. И.* Модель процесса создания картографической продукции для решения задачи синтеза системы картографического производства // Геодезия и картография. – 2023. – № 2. – С. 21–28.

В. Ф. Алексеев,
доктор технических наук, профессор;
Н. Н. Ермаков;
К. К. Жбанов,
кандидат технических наук

ОБОСНОВАНИЕ АЛГОРИТМА ИНТЕРПОЛЯЦИИ ВЫСОТ НЕРЕГУЛЯРНО РАСПОЛОЖЕННЫХ ТОЧЕК В УЗЛЫ РЕГУЛЯРНОЙ СЕТКИ ПРИ СОЗДАНИИ ЦИФРОВЫХ МОДЕЛЕЙ РЕЛЬЕФА

В статье выполнен краткий анализ основных методов интерполяции нерегулярно расположенных нормальных высот, полученных по результатам обработки материалов дистанционного зондирования Земли, в узлы регулярной сетки. Показаны основные уравнения методов интерполяции. Приводятся результаты экспериментальных исследований в трех различающихся по сложности рельефа районах, доказывающие целесообразность применения для решения целевой задачи аналитических сплайнов и/или среднего квадратического прогноза.

Ключевые слова: цифровая модель рельефа, интерполяция, аналитический сплайн, средневзвешенная интерполяция, средний квадратический прогноз, среднее квадратическое расхождение, марковские модели, дисперсия, радиус корреляции.

ВВЕДЕНИЕ

Цифровая модель рельефа (ЦМР), применяемая при решении специальных задач, представляет собой упорядоченную совокупность дискретных значений нормальных высот точек местности в узлах регулярной сетки меридианов и параллелей (в локальном районе земной поверхности – на плоскости) в единой системе координат, как правило, записанных на машинный носитель в установленном формате. Для приведения значений нормальных высот точек, полученных по материалам обработки данных дистанционного зондирования Земли, в узлах регулярной сетки (гриддинга, от англ. *Grid* – сетка) применяются различные алгоритмы интерполяции. Эти алгоритмы, реализованные в программных продуктах, выполняют задачу гриддинга с неодинаковым качеством, а излишнее закругление значений высот при интерполяции недопустимо. Поэтому в статье рассмотрены основные алгоритмы интерполяции нерегулярно расположенных исходных данных и экспериментально проверена точность выполнения гриддинга при создании цифровых моделей рельефа.

ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ ИНТЕРПОЛЯЦИИ НОРМАЛЬНЫХ ВЫСОТ В УЗЛЫ РЕГУЛЯРНОЙ СЕТКИ

Согласно [1, 2, 4] задача интерполирования нерегулярных значений нормальных высот точек местности в узлы регулярной сетки может быть решена следующими методами: кусочно-полиномиального сглаживания; средневзвешенной интерполяции; аналитических сплайнов; среднего квадратического прогноза.

Кусочно-полиномиальное моделирование является сглаживающим методом, который оптимально применять, когда исходная информация (высотные пикеты) имеет значительную погрешность. Однако применение кусочно-полиномиального сглаживания будет приводить к повышенным ошибкам определения высот в узлах сетки вследствие подавления высокочастотной части спектра исходных данных [4]. Поэтому указанный метод рассматриваться не будет.

Метод средневзвешенной интерполяции дает хорошие результаты в случае достаточно плотного расположения нерегулярных пикетов. На вычисление значений высот в точке прак-

тически не оказывают влияние исходные пикеты, далеко отстоящие от нее. Обязательным условием для использования метода является эмпирический подбор показателя степени весовой функции, что несколько усложняет вычисления.

Метод аналитических сплайнов дает хорошие результаты, даже когда плотность исходных данных невелика. Однако при некоторых конфигурациях исходных пикетов и значительном перепаде высот в них возможны резкие выбросы интерполируемых значений. Вычислительные процессы достаточно просты.

Метод среднего квадратического прогноза для интерполяции функции рельефа может быть реализован с использованием марковских моделей III или IV порядков [1, 3]. Объем вычислений невелик, но вместе с тем перед выполнением процедуры интерполяции необходимо выполнять статистический анализ характеристик рельефа (вычисление дисперсии и радиуса корреляции) исследуемой территории.

Далее приведены основные уравнения рассматриваемых методов интерполяции [1–4].

1. Средневзвешенная интерполяция

$$H_{\text{pc}}(x_j, y_j) = \frac{\sum_{i=1}^N P_i(x_j, y_j) \cdot H_{\text{исх.}}(x_i, y_i)}{\sum_{i=1}^N P_i(x_j, y_j)}.$$

Здесь $H_{\text{pc}}(x_j, y_j)$ – значения высот в узлах регулярной сетки с координатами x_j, y_j ;
 x_j, y_j – плоские прямоугольные координаты узлов регулярной сетки ($j = 1, 2 \dots M$, где M – число узлов регулярной сетки);
 $H_{\text{исх.}}(x_i, y_i)$ – значения высот пикетных точек с координатами x_i, y_i ;
 x_i, y_i – плоские прямоугольные координаты высотных пикетов ($i = 1, 2 \dots N$, где N – число высотных пикетов);
 $P_i(x_j, y_j)$ – весовая функция, вычисляемая по формуле

$$P_i(x_j, y_j) = \frac{1}{r_i^k(x_j, y_j)},$$

где k – показатель степени функции $r_i(x_j, y_j)$. При этом

$$r_i(x_j, y_j) = \sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2}.$$

2. Метод аналитических сплайнов

$$H_{\text{pc}}(x_j, y_j) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \lambda_i \left[(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2 \right] \times \\ \times \ln \left[(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2 \right] + v_{00} + v_{10}x_j + v_{01}y_j.$$

Здесь $\lambda_i, v_{00}, v_{10}, v_{01}$ – неизвестные коэффициенты, определяемые из решения системы линейных уравнений, которая имеет вид

$$A \cdot X = G,$$

где A – матрица коэффициентов

$$A = \begin{pmatrix} 0 & a_{12} & \dots & a_{1N} & 1 & x_1 & y_1 \\ a_{21} & 0 & \dots & a_{2N} & 1 & x_2 & y_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{N1} & a_{N2} & \dots & 0 & 1 & x_N & y_N \\ 1 & 1 & \dots & 1 & 0 & 0 & 0 \\ x_1 & x_2 & \dots & x_N & 0 & 0 & 0 \\ y_1 & y_2 & \dots & y_N & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix};$$

X – вектор-столбец неизвестных коэффициентов

$$X^T = \|\lambda_1 \quad \lambda_2 \quad \dots \quad \lambda_N \quad v_{00} \quad v_{10} \quad v_{01}\|;$$

G – вектор-столбец известных значений пикетов

$$G^T = \|H_{\text{исх.}}(x_1, y_1) \quad H_{\text{исх.}}(x_2, y_2) \quad \dots \quad H_{\text{исх.}}(x_N, y_N) \quad 0 \quad 0 \quad 0\|.$$

3. Среднеквадратический прогноз

$$H_{\text{рс}}(x_j, y_j) = K_{HH_{ji}} \cdot K_{HH_{ii}}^{-1} \cdot H(x_i, y_i),$$

где $H(x_i, y_i)$ – центрированные высоты пикетных точек (имеющие нулевое математическое ожидание) с координатами x_i, y_i , вычисляемые по формуле

$$H(x_i, y_i) = H_{\text{исх.}}(x_i, y_i) - H_{\text{средн.}};$$

$K_{HH_{ii}}$ – автоковариационная функция (АКФ) исходных высот;

$K_{HH_{ji}}$ – ковариационная функция между исходными и вычисляемыми в заданных точках значениями высот.

АКФ марковской модели III порядка имеет вид

$$K_{HH}(r) = D_H \left(1 + \frac{r}{\mu} - \frac{1}{2} \frac{r^2}{\mu^2}\right) \exp\left(-\frac{r}{\mu}\right).$$

Здесь D_H – дисперсия; $\mu = \frac{R_H}{1,361}$, где R_H – радиус корреляции.

АКФ марковской модели IV порядка имеет вид

$$K_{HH}(r) = D_H \left(1 + \frac{r}{\mu} + \frac{1}{6} \frac{r^2}{\mu^2} - \frac{1}{6} \frac{r^3}{\mu^3}\right) \exp\left(-\frac{r}{\mu}\right),$$

где $\mu = \frac{R_H}{1,860}$.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ ИНТЕРПОЛЯЦИИ

Для экспериментального исследования алгоритмов интерполяции было выбрано три участка местности размером 2000×2000 м, которые по своим характеристикам соответствуют слабо-, средне- и сильнопересеченной местности. Статистические характеристики высот участков представлены в табл. 1.

Таблица 1

Статистические характеристики высот выбранных участков местности

Характеристика	Участок 1	Участок 2	Участок 3
Минимальное значение, м	380	445	3351
Максимальное значение, м	482	622	4627
Среднее квадратическое значение, м	429,0	538,5	4017,1

На выбранных участках были созданы эталонные модели рельефа, включающие по 100 опорных точек, расположенных в узлах регулярной сетки с шагом 20 м. В качестве исходных данных на каждом участке использовалось 210 хаотично заданных значений высот, распределенных квазиравномерно. Плотность нерегулярных точек выбрана неслучайно, она примерно соответствует плотности нерегулярных пикетов для создания регулярной ЦМР с ша-

гом 20 м. Пространственное положение всех точек определялось с использованием цифровой модели рельефа AW3D [5].

В ходе экспериментальных исследований определялись минимальные $\Delta H_{\min}$, максимальные $\Delta H_{\max}$ и средние квадратические расхождения σ_H эталонных высот и высот в этих же точках, вычисленных с применением рассматриваемых алгоритмов интерполяции (средневзвешенная интерполяция, аналитические сплайны, средний квадратический прогноз с использованием марковских моделей III и IV порядков).

В табл. 2 представлены результаты оценивания метода средневзвешенной интерполяции, показатель степени k брался в диапазоне от 2 до 6.

Таблица 2

Средние квадратические расхождения эталонных значений высот и высот, вычисленных методом средневзвешенной интерполяции

№ участка	Характеристика	Показатель степени весовой функции								
		$k = 2,0$	$k = 2,5$	$k = 3,0$	$k = 3,5$	$k = 4,0$	$k = 4,5$	$k = 5,0$	$k = 5,5$	$k = 6,0$
1	$\Delta H_{\min}$, м	0,02	0,02	0,02	0,01	0,00	0,01	0,06	0,06	0,06
	$\Delta H_{\max}$, м	15,43	10,70	10,15	10,27	10,29	10,27	10,23	10,19	10,15
	σ_H , м	6,61	4,28	3,35	3,06	3,01	3,06	3,13	3,22	3,31
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	1,54	1,00	0,78	0,71	0,70	0,71	0,73	0,75	0,77
2	$\Delta H_{\min}$, м	0,02	0,02	0,00	0,08	0,01	0,15	0,01	0,05	0,07
	$\Delta H_{\max}$, м	27,90	18,30	13,18	10,84	10,81	11,19	11,73	12,31	12,89
	σ_H , м	10,50	6,06	4,18	3,57	3,45	3,51	3,62	3,75	3,88
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	1,95	1,13	0,78	0,66	0,64	0,65	0,67	0,70	0,72
3	$\Delta H_{\min}$, м	1,27	0,72	0,26	0,36	0,03	0,21	0,44	0,56	0,81
	$\Delta H_{\max}$, м	350,77	278,94	224,91	188,57	165,81	155,18	161,21	162,29	162,29
	σ_H , м	109,65	72,64	53,97	46,54	44,50	44,68	45,70	46,99	48,35
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	2,73	1,81	1,34	1,16	1,11	1,11	1,14	1,17	1,20

Результаты средневзвешенной интерполяции показывают существенную зависимость точности решения задачи от выбора показателя степени весовой функции k . В условиях эксперимента оптимальное значение k составило 4,0, однако при иных условиях плотности исходных пунктов или шага регулярной сетки оптимальный степенной показатель может быть иным. Поэтому в случае использования данного алгоритма интерполяции необходимо проводить исследования по определению оптимального показателя k для конкретных условий.

Для реализации метода среднего квадратического прогноза необходимо знать статистические характеристики рельефа (дисперсию D_H и радиус корреляции R_H) на район исследования. Вследствие неізотропности рельефа, а также для наиболее полной оценки его статистических характеристик эмпирическая автоковариационная функция определялась по различным направлениям – высотные профили строились по перекрещивающимся направлениям «север – юг», «запад – восток», «юг – восток», «юг – запад». Схема построения профилей представлена на рис. 1 (профили обозначены синим цветом). Дисперсия вычислялась также для всей площади исследуемого участка, потому что такое значение представляется наиболее объективным для статистической оценки рельефа конкретной местности.

В табл. 3 представлены результаты оценивания интерполяции по методу среднего квадратического прогноза с использованием марковских моделей III и IV порядков. Вычисления выполнялись с использованием статистических характеристик, вычисленных по высотным профилям (С-Ю, З-В, Ю-В, Ю-З), а также с использованием дисперсий, вычисленных для всей площади, и наибольших радиусов корреляции для каждого участка (S).

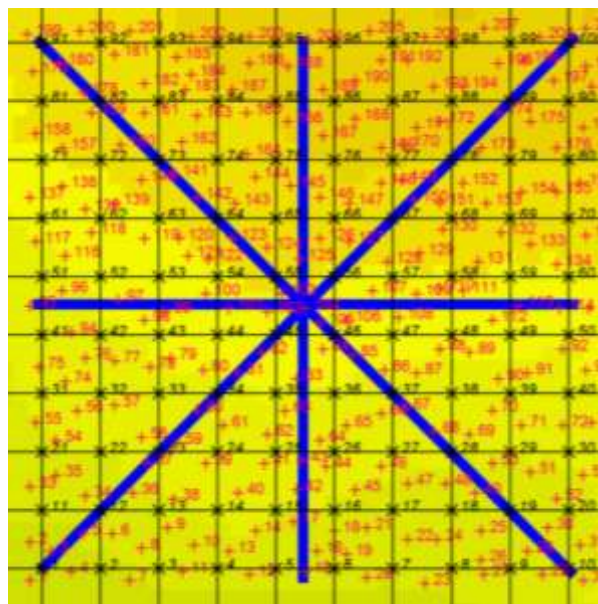


Рис. 1. Схема построения высотных профилей для определения статистических характеристик рельефа

Метод среднего квадратического прогноза превосходит по точности метод средневзвешенной интерполяции на 7% в равнинном районе и на 33% в горном районе. Данные табл. 3 доказывают неізотропность рельефа. Модель III порядка несколько уступает в точности модели IV порядка, при этом показатели точности модели III порядка остаются стабильными при использовании различных значений дисперсии и радиусов корреляции. Корректность интерполяции с использованием модели IV порядка сильно зависит от статистических характеристик рельефа.

Таблица 3

Средние квадратические расхождения эталонных значений высот и высот, вычисленных методом среднего квадратического прогноза

№ участка	Характеристика	Марковская модель III порядка					Марковская модель IV порядка				
		Направление высотного профиля					Направление высотного профиля				
		С-Ю	З-В	Ю-В	Ю-З	С	С-Ю	З-В	Ю-В	Ю-З	С
1	D_H , м	637	71	316	659	619	637	71	316	659	619
	R_H , м	39	27	47	47	47	39	27	47	47	47
	$\Delta H_{\min}$, м	0,00	0,04	0,06	0,06	0,06	0,08	0,02	0,02	0,02	0,02
	$\Delta H_{\max}$, м	12,89	12,85	12,84	12,84	12,84	10,17	10,14	10,17	10,17	10,17
	σ_H , м	2,82	2,84	2,82	2,82	2,82	2,86	3,36	2,78	2,78	2,78
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,66	0,66	0,66	0,66	0,66	0,67	0,78	0,65	0,65	0,65
2	D_H , м	1738	89	2647	1415	2365	1738	89	2647	1415	2365
	R_H , м	45	27	64	64	64	45	27	64	64	64
	$\Delta H_{\min}$, м	0,05	0,03	0,03	0,03	0,03	0,00	0,06	0,03	0,03	0,03
	$\Delta H_{\max}$, м	9,37	9,82	9,40	9,40	9,40	9,36	15,11	7,71	7,71	7,71
	σ_H , м	2,73	2,78	2,74	2,74	2,74	2,99	4,66	2,70	2,70	2,70
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,51	0,52	0,51	0,51	0,51	0,55	0,87	0,50	0,50	0,50
3	D_H , м	62518	79563	93929	115305	105489	62518	79563	93929	115305	105489
	R_H , м	36	39	30	46	46	36	39	30	46	46
	$\Delta H_{\min}$, м	0,61	0,70	0,17	0,02	0,02	0,70	0,28	0,76	0,10	0,10
	$\Delta H_{\max}$, м	84,83	84,66	85,40	84,41	84,41	99,95	97,85	117,88	94,52	94,52
	σ_H , м	30,04	29,94	30,32	29,78	29,78	32,68	31,89	35,66	30,85	30,85
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,75	0,75	0,75	0,74	0,74	0,81	0,79	0,89	0,77	0,77

Установлено, что на точность модели IV порядка практически не оказывает влияние используемое значение дисперсии, но оказывает определяющее влияние радиус корреляции – чем его значение больше, тем точнее с помощью модели IV порядка выполняется интерполяция.

В табл. 4 представлена зависимость точности интерполяции с использованием модели IV порядка от значений радиусов корреляции. В качестве значения дисперсии принималась величина, вычисленная для всей площади участка.

Таблица 4

**Средние квадратические расхождения эталонных значений высот
и высот, вычисленных методом среднего квадратического прогноза с использованием
марковской модели IV порядка, при различных значениях радиусов корреляции**

№ участка	Характеристика	Значения									
1	D_H , м	619									
	R_H , м	27	39	47	80	100	200	500	1000	2000	5000
	$\Delta H_{\min}$, м	0,02	0,08	0,02	0,03	0,02	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
	$\Delta H_{\max}$, м	10,13	10,17	10,17	10,14	10,13	10,11	10,10	10,10	10,10	10,10
	σ_H , м	3,38	2,86	2,78	2,72	2,71	2,71	2,72	2,72	2,72	2,72
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,79	0,67	0,65	0,63	0,63	0,63	0,63	0,63	0,63	0,63
2	D_H , м	2365									
	R_H , м	27	45	64	80	100	200	500	1000	2000	5000
	$\Delta H_{\min}$, м	0,09	0,01	0,03	0,00	0,02	0,00	0,01	0,01	0,01	0,00
	$\Delta H_{\max}$, м	15,28	9,36	7,71	7,65	7,71	7,77	7,78	7,78	7,78	7,78
	σ_H , м	4,70	2,99	2,70	2,62	2,58	2,53	2,52	2,52	2,52	2,52
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,87	0,55	0,50	0,49	0,48	0,47	0,47	0,47	0,47	0,47
3	D_H , м	105489									
	R_H , м	30	36	46	80	100	200	500	1000	2000	5000
	$\Delta H_{\min}$, м	0,76	0,70	0,10	0,18	0,13	0,72	0,67	0,66	0,65	0,65
	$\Delta H_{\max}$, м	117,88	99,95	94,52	89,04	88,07	86,72	86,25	86,15	86,11	86,09
	σ_H , м	35,66	32,68	30,85	29,72	29,58	29,39	29,31	29,29	29,28	29,27
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,89	0,81	0,77	0,74	0,74	0,73	0,73	0,73	0,73	0,73

Анализ данных табл. 4 показывает, что для применения метода среднего квадратического прогноза с использованием марковской модели IV порядка необходимо использовать постоянное значение радиуса корреляции, которое должно составлять 1000–2000 м. Значение дисперсии при этом целесообразно вычислять для всей площади картографируемой территории.

В табл. 5 систематизированы результаты оценки рассмотренных алгоритмов интерполяции. Для методов средневзвешенной интерполяции и среднего квадратического прогноза представлены лучшие из полученных оценок.

Таблица 5

**Средние квадратические расхождения эталонных значений высот
и высот, вычисленных рассматриваемыми методами интерполяции**

№ участка	Характеристика	Метод интерполяции			
		Средневзвешенная интерполяция	Метод аналитических сплайнов	Средний квадратический прогноз	
				Модель III порядка	Модель IV порядка
1	$\Delta H_{\min}$, м	0,00	0,02	0,06	0,01
	$\Delta H_{\max}$, м	10,29	11,39	12,84	10,11
	σ_H , м	3,01	2,75	2,82	2,71
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,70	0,64	0,66	0,63

Окончание табл. 5

№ участка	Характеристика	Метод интерполяции			
		Средневзвешенная интерполяция	Метод аналитических сплайнов	Средний квадратический прогноз	
				Модель III порядка	Модель IV порядка
2	$\Delta H_{\min}$, м	0,01	0,01	0,03	0,01
	$\Delta H_{\max}$, м	10,81	8,96	9,40	7,78
	σ_H , м	3,45	2,62	2,74	2,52
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	0,64	0,49	0,51	0,47
3	$\Delta H_{\min}$, м	0,03	0,01	0,02	0,65
	$\Delta H_{\max}$, м	165,81	84,56	84,41	86,09
	σ_H , м	44,50	28,69	29,78	29,27
	$\sigma_{\text{отн.}}$, %	1,11	0,71	0,74	0,73

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты выполненных исследований позволяют заключить, что наиболее приемлемыми алгоритмами интерполяции для создания цифровых моделей рельефа являются методы аналитических сплайнов и среднего квадратического прогноза. Метод средневзвешенной интерполяции значительно уступает по точности первым двум методам, поэтому его применение для решения данной задачи нецелесообразно.

Следует заметить, что при использовании метода среднего квадратического прогноза алгоритм интерполяции должен начинаться с вычисления значения дисперсии высот картографируемой площади, а значение радиуса корреляции может быть установлено в виде постоянного значения, равного 2000 м.

Методы аналитических сплайнов и среднего квадратического прогноза с использованием марковских моделей IV порядка сопоставимы по уровню точности и позволяют интерполировать исходные значения высот в узлы регулярной сетки с относительной погрешностью 0,5–0,7% в зависимости от сложности рельефа. Метод среднего квадратического прогноза с использованием модели III порядка лишь незначительно уступает этому же методу с использованием модели IV порядка, но при этом в меньшей степени зависит от точности оценки статистических характеристик рельефа.

Сделанные выводы справедливы для случая создания цифровых моделей рельефа достаточно высокой дискретности, с плотностью исходных точек не меньшей, чем плотность узлов регулярной сетки.

Список использованных источников

1. Алексеев В. Ф. Оперативный мониторинг гравитационного поля Земли в сейсмически опасных и тектонически активных районах. – СПб. : БГТУ, 2009. – 106 с.
2. Василенко В. А. Сплайн-функции: теория, алгоритмы, программы. – Новосибирск : Наука, 1983. – 216 с.
3. Левицкая З. Н. Статистические модели аномальных характеристик гравитационного поля Земли. Гравиметрические исследования на море. – М. : МГУ, 1988. – 184 с.
4. Сербенюк С. Н., Кошель С. М., Мусин О. Р. Методы моделирования геополей по данным в нерегулярно расположенных точках // Геодезия и картография. – 1990. – № 11. – С. 31–35.
5. World 3D Topographic Data (AW3D) : прайс-лист цифровой модели высот AW3D. – URL: http://aw3d.jp/en/public/AW3Dprice_en.pdf (дата обращения: 09.01.2025).

В. Ф. Алексеев,
доктор технических наук, профессор;
Е. Б. Морозов

МЕТОДИКА ВЫЧИСЛЕНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ УКЛОНЕНИЯ ОТВЕСНОЙ ЛИНИИ ЧИСЛЕННЫМ ДИФФЕРЕНЦИРОВАНИЕМ ИСХОДНЫХ ВЫСОТ КВАЗИГЕОИДА

В статье предлагается методика вычисления составляющих уклонения отвесной линии в плоскостях меридиана и первого вертикала по исходным значениям аномалий высот, заданных нерегулярно в локальном районе земной поверхности. Методика предусматривает пересчет исходной информации на плоскость, вычисление высот квазигеоида в заданных точках с использованием метода средневзвешенной интерполяции и формирование функций высот квазигеоида в требуемых направлениях с использованием аппроксимации последних алгебраическим полиномом второй степени. Приведены результаты эксперимента, подтверждающие работоспособность предлагаемого подхода.

Ключевые слова: аномальное гравитационное поле Земли, высоты квазигеоида, составляющие уклонения отвесной линии в плоскостях меридиана и первого вертикала, средневзвешенная интерполяция, алгебраический полином, плоские прямоугольные координаты точки.

ВВЕДЕНИЕ

В состав исходных астрономо-геодезических и гравиметрических данных, определяемых при решении задач топогеодезического и навигационного обеспечения войск, входит информация о значениях составляющих уклонения отвесной линии в плоскостях меридиана ξ и первого вертикала η в заданных пунктах земной поверхности [1]. Для получения этих параметров аномального гравитационного поля Земли могут использоваться уравнения Венинг – Мейнеса, если исходными данными для вычислений являются аномалии ускорения силы тяжести, или метод численного дифференцирования, если исходная информация представлена высотами квазигеоида. В настоящей статье предлагается методика применения численного дифференцирования функции высот квазигеоида при оперативном определении составляющих уклонения отвесной линии в пунктах локального района.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ УКЛОНЕНИЯ ОТВЕСНОЙ ЛИНИИ В ЛОКАЛЬНОМ РАЙОНЕ ЗЕМЛИ ПО ИСХОДНОЙ ФУНКЦИИ АНОМАЛИЙ ВЫСОТЫ

Пусть в локальном районе земной поверхности квазиравномерно расположено n пунктов, в каждом из которых известны значения эллипсоидальных координат B_i (геодезическая широта) и L_i (геодезическая долгота) и получено значение аномалии высоты (высоты квазигеоида) ζ_i . Тогда для вычисления в заданной точке составляющих уклонения отвесной линии в плоскостях меридиана и первого вертикала могут использоваться следующие уравнения [2]:

$$\xi = -\frac{\rho''}{M} \cdot \frac{\partial \zeta}{\partial B}, \quad (1)$$

где M – радиус кривизны в плоскости меридиана;

$$\eta = -\frac{\rho''}{N \cos B} \cdot \frac{\partial \zeta}{\partial L}, \quad (2)$$

где N – радиус кривизны в плоскости первого вертикала.

Значения радиусов кривизны в плоскостях меридиана и первого вертикала определяются из решения уравнений [2]:

$$M = -\frac{a \cdot (1 - e^2)}{(1 - e^2 \cdot \sin^2 B)^{3/2}}; \quad (3)$$

$$N = -\frac{a}{(1 - e^2 \cdot \sin^2 B)^{1/2}}, \quad (4)$$

где a – большая полуось эллипсоида;
 e – эксцентриситет эллипсоида.

Значения производных $\frac{\partial \zeta}{\partial B}$ и $\frac{\partial \zeta}{\partial L}$ определяются методом численного дифференцирования.

В локальном районе земной поверхности для вычисления составляющих уклонения отвесной линии удобно использовать плоскую прямоугольную систему координат, началом которой является точка пересечения среднего (осевого) меридиана шестиградусной зоны и экватора, за ось x (направлена на север) принимается осевой меридиан, а за ось y (направлена на восток) – экватор. Тогда [2]

$$\xi = -\frac{1}{\gamma} \frac{\partial T}{\partial x}; \quad (5)$$

$$\eta = -\frac{1}{\gamma} \frac{\partial T}{\partial y}, \quad (6)$$

где γ – значение нормальной силы тяжести;
 T – возмущающий потенциал.

Учитывая формулу Брунса [3]

$$\zeta = \frac{T}{\gamma}, \quad (7)$$

можно получить рабочие уравнения для расчета составляющих уклонения отвесной линии методом численного дифференцирования в системе плоских прямоугольных координат:

$$\xi = -\rho'' \cdot \frac{\partial \zeta}{\partial x}; \quad (8)$$

$$\eta = -\rho'' \cdot \frac{\partial \zeta}{\partial y}. \quad (9)$$

Решение целевой задачи с использованием уравнений (8) и (9) может быть выполнено в следующей последовательности.

1. Геодезические эллипсоидальные координаты определяемой точки $B_{\text{опр}}$ и $L_{\text{опр}}$, известные в системе координат СК-42, пересчитываются в плоские прямоугольные координаты $x_{\text{опр}}$ и $y_{\text{опр}}$. Эта задача для расчета координат в проекции Гаусса – Крюгера с параметрами референц-эллипсоида Красовского может быть решена с использованием формул, приведенных в [4].

2. Используя эти же уравнения, вычисляются значения плоских прямоугольных координат x_i и y_i ($i = 1, 2, \dots, n$) во всех точках локального района, в которых заданы значения аномалий высоты ζ_i .

3. По осям координат x и y формируются два массива точек (рис. 1), в каждом из которых определяемая точка является центральной, а плоские прямоугольные координаты равны:

– для массива по оси x

$$x_j = (j - m) \cdot \Delta x + x_{\text{опр}}, y_j = y_{\text{опр}}; \quad (10)$$

– для массива по оси y

$$x_j = x_{\text{опр}}, y_j = (j - m) \cdot \Delta y + y_{\text{опр}}. \quad (11)$$

Здесь $m = k + 1$; $j = 1, 2, \dots, (2 \cdot k + 1)$, где k – заданное число точек каждого массива, отсчитанное от центральной к северу (для массива по оси x) или в востоку (для массива по оси y). В формулах (10) и (11) $\Delta x = \Delta y$ – расстояние между смежными точками массивов (рис. 1).

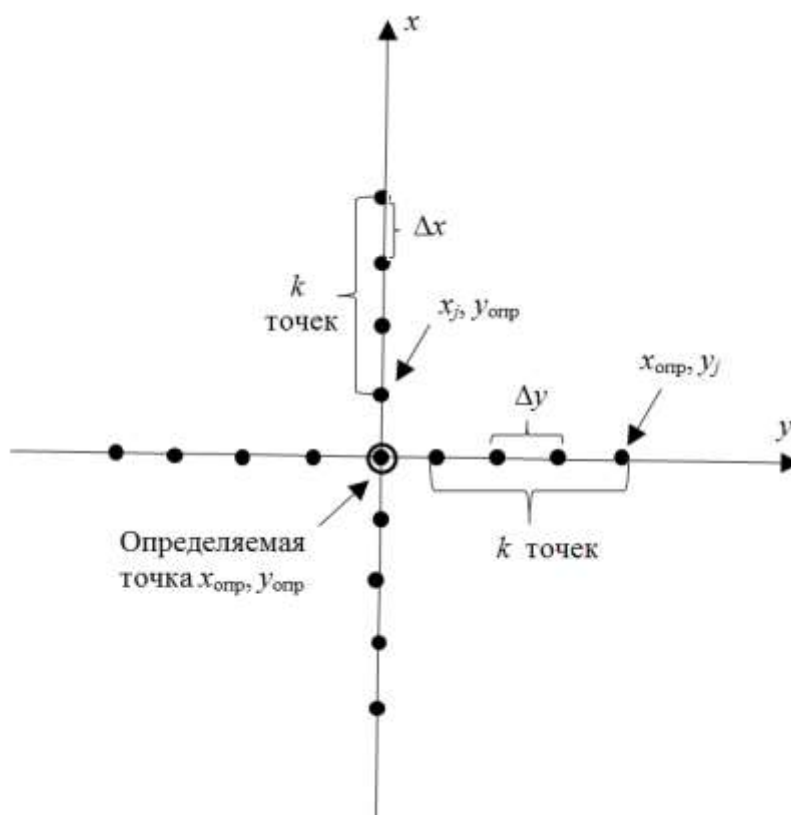


Рис. 1. Формирование массивов исходных данных для вычисления составляющих уклона отвесной линии

В каждой точке (x_j, y_j) сформированных массивов, используя формулу средневзвешенной интерполяции [5], вычисляется значение аномалии высоты:

$$\zeta(x_j, y_j) = \frac{\sum_{i=1}^n P_i(x_j, y_j) \cdot \zeta(x_i, y_i)}{\sum_{i=1}^n P_i(x_j, y_j)}, \quad (12)$$

здесь $\zeta(x_i, y_i)$ – исходные значения аномалии высоты; $i = 1, 2, \dots, n$ (n – число исходных точек в локальном районе с известными значениями аномалий высоты), где

$$P_i(x_j, y_j) = \frac{1}{r_i^h(x_j, y_j)}; \quad (13)$$

$$r_i(x_j, y_j) = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}. \quad (14)$$

В формуле (13) h – показатель степени функции $r_i(x_j, y_j)$, который, опираясь на результаты экспериментальных исследований, следует принять равным 2.

4. Координаты точек массивов (x_j, y_j) нормируются так, чтобы центральная (определяемая) точка каждого массива получила значения $\tilde{x}_{\text{опр}} = 0$ для массива по оси x и $\tilde{y}_{\text{опр}} = 0$ для массива по оси y , т. е.:

$$\tilde{x}_j = x_j - x_{\text{опр}}; \quad (15)$$

$$\tilde{y}_j = y_j - y_{\text{опр}}. \quad (16)$$

5. Выполняется аппроксимация аномалий высоты $\zeta(x_j, y_j)$, расположенных на оси координат x , одномерным алгебраическим полиномом 2-й степени (так как $y_j = y_{\text{опр}} = \text{const}$):

$$G1 = A^{-1}L1, \quad (17)$$

где A – матрица коэффициентов нормальных уравнений,

$$A = \begin{bmatrix} (2 \cdot k + 1) & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j^2 \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j^2 & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j^3 \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j^2 & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j^3 & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{x}_j^4 \end{bmatrix}; \quad (18)$$

$L1$ – матрица свободных членов,

$$L1 = \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \zeta_j \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \zeta_j \tilde{x}_j \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \zeta_j \tilde{x}_j^2 \end{bmatrix}; \quad (19)$$

$G1$ – матрица неизвестных,

$$G1 = \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \end{bmatrix}. \quad (20)$$

6. Вычисляется производная построенного алгебраического полинома

$$\frac{\partial \zeta}{\partial x} = a_1 + 2a_2 \tilde{x}. \quad (21)$$

Учитывая, что в центральной (определяемой) точке $\tilde{x}_{\text{опр}} = 0$, вычисляется значение составляющей уклонения отвесной линии в плоскости меридиана по формуле

$$\xi = -\rho'' \cdot a_1. \quad (22)$$

7. Аналогично выполняется аппроксимация аномалий высоты $\zeta(x_j, y_j)$, расположенных на оси координат y , одномерным алгебраическим полиномом 2-й степени (так как $x_j = x_{\text{опр}} = \text{const}$):

$$G2 = B^{-1}L2, \quad (23)$$

где B – матрица коэффициентов нормальных уравнений,

$$B = \begin{bmatrix} (2 \cdot k + 1) & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j^2 \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j^2 & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j^3 \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j^2 & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j^3 & \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \tilde{y}_j^4 \end{bmatrix}; \quad (24)$$

$L2$ – матрица свободных членов,

$$L2 = \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \zeta_j \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \zeta_j \tilde{y}_j \\ \sum_{j=1}^{(2 \cdot k + 1)} \zeta_j \tilde{y}_j^2 \end{bmatrix}; \quad (25)$$

$G2$ – матрица неизвестных,

$$G2 = \begin{bmatrix} b_0 \\ b_1 \\ b_2 \end{bmatrix}. \quad (26)$$

Вычисляется производная построенного алгебраического полинома

$$\frac{\partial \zeta}{\partial y} = b_1 + 2b_2 \tilde{y}. \quad (27)$$

Учитывая, что в центральной (определяемой) точке $\tilde{y}_{\text{опр}} = 0$, вычисляется значение составляющей уклонения отвесной линии в плоскости первого вертикала

$$\eta = -\rho'' \cdot b_1. \quad (28)$$

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Для проверки предлагаемой методики в локальном районе 10' x 10' были определены 26 точек с известными значениями аномалий высоты.

Основные характеристики исходных данных приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Основные характеристики высот квазигеоида
в локальном районе проведения исследований**

Название	Значение, м
Максимальное значение	-39,27
Минимальное значение	-44,42
Среднее значение	-41,54
Среднее квадратическое значение	41,56

Для расчетов была составлена программа с использованием математического пакета *MathCad 15*. Составляющие уклонения отвесной линии вычислялись в центральной точке района, аномалия высоты в которой, полученная методом средневзвешенной интерполяции, составила $\zeta_{\text{опр}} = -41,39$ м. Преобразование геодезических эллипсоидальных координат на плоскость в проекции Гаусса – Крюгера выполнялось по формулам, предложенным в [4]. Для построения алгебраических полиномов 2-й степени по осям координат x и y определялись аномалии высоты в девяти точках ($k = 4$) с дискретностью $\Delta x = \Delta y = 50$ м. Полученные значения составляющих уклонения отвесной линии составили: $\xi = -44,04$ угл. сек; $\eta = -0,94$ угл. сек.

Значения составляющих уклонения отвесной линии в этой же точке, вычисленные с использованием модели представления геопотенциала рядом сферических функций EGM2008, редуцированные на референц-эллипсоид Красовского, составили: $\xi = -42,53$ угл. сек; $\eta = -0,57$ угл. сек.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты экспериментальных исследований подтверждают работоспособность предлагаемой методики. Реализация методики позволяет повысить оперативность решения целевой задачи. Для составления вычислительной программы может быть использован любой язык программирования, в том числе математический пакет *MathCad*.

Список использованных источников

1. Руководство по астрономо-геодезическим работам при топогеодезическом обеспечении войск. – М. : РИО ВТС, 1980. – Ч. 1 : Геодезические работы. – 421 с.
2. Высшая геодезия / Н. К. Кравцов [и др.]. – М. : Военное издательство, 1985. – 319 с.
3. Шимбирев Б. П. Теория фигуры Земли. – М. : Недра, 1975. – 432 с.
4. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11) : спец. справ. – М. : Военно-топографическое управление ГШ ВС РФ, 2020. – 64 с.
5. Сербенюк С. Н., Кошель С. М., Мусин О. Р. Методы моделирования геополей по данным в нерегулярно расположенных точках // Геодезия и картография. – 1990. – № 11. – С. 31–35.

Г. Г. Дмитриков,
кандидат технических наук;
А. Л. Никищечкин;
С. С. Семенюк,
кандидат технических наук, доцент

МОДЕЛЬ ОБРАБОТКИ РАЗНОРОДНЫХ ОЦЕНОК УГЛОВЫХ КООРДИНАТ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

В статье представлены результаты математического моделирования процесса комплексной обработки результатов наблюдений за космическими объектами, полученных от оптических и радиотехнических средств. В ходе моделирования рассмотрены варианты усреднения и взвешенного суммирования оценок угловых координат космических объектов от оптических и радиотехнических средств. По результатам моделирования обосновано применение метода взвешенного суммирования оценок угловых координат объектов наблюдения на основе апостериорного оценивания среднеквадратического отклонения погрешностей методом скользящего окна.

Ключевые слова: обработка разнородных оценок, оценки угловых координат, взвешенное суммирование оценок координат, угловые координаты космических объектов.

ВВЕДЕНИЕ

В современных условиях все больше сфер деятельности человека затрагивает широкое внедрение космических технологий, которые позволяют значительно сократить материальные, финансовые и временные ресурсы. При этом, несмотря на все имеющиеся преимущества использования космоса, имеет место существенное загрязнение околоземного пространства техногенным мусором в результате запусков и функционирования космических аппаратов, спонтанных взрывов, столкновений и естественного «старения» космических объектов [1]. Таким образом, первоочередное значение для деятельности государственных учреждений и ведомств в космической сфере приобретает информация о текущей обстановке в околоземном космическом пространстве, в том числе о действиях иностранных государств и угрозах нормальному функционированию отечественных космических систем.

В состав системы контроля космического пространства входят как оптические, так и радиотехнические средства наблюдения [2–4]. В зависимости от условий наблюдения указанные средства обеспечивают разные точности оценок координат космических объектов. Одна из актуальных задач состоит в совместной обработке и объединении результатов наблюдения, полученных оптическими и радиотехническими средствами. Системное решение задачи комбинирования разнородных оценок текущих навигационных параметров (векторов координат и скорости) космических объектов, полученных в результате измерения различными комплексами контроля космического пространства в различные моменты времени и имеющих разные вероятностные характеристики, представлено в [5–7]. Однако более частная задача совместной обработки оценок угловых координат космических объектов, полученных радиотехническим и оптическим средствами из одной или нескольких пространственных позиций, не рассмотрена.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Пусть на поверхности Земли в позициях с координатами $S_{\langle 3 \rangle}^{(r)} = \langle x^{(r)}, y^{(r)}, z^{(r)} \rangle$ и $S_{\langle 3 \rangle}^{(o)} = \langle x^{(o)}, y^{(o)}, z^{(o)} \rangle$ расположены неподвижные радиотехническое и оптическое средства измерения угловых координат космических объектов (рис. 1). Расстояние между средствами измерения определяется выражением

$$R = \|S^{(r)} - S^{(o)}\|, \quad (1)$$

где $\|\bullet\|$ – операция расчета нормы вектора.

Указанные средства осуществляют измерения угла места $\alpha(t)$ и азимута $\beta(t)$ объекта наблюдения (ОН). Оценки угла места и азимута, полученные радиотехническим средством, $\tilde{\alpha}_i^{(r)}$ и $\tilde{\beta}_i^{(r)}$ соответственно, где i – индекс момента времени t_i , в который получены оценки. Оценки угла места и азимута, полученные оптическим средством, $\tilde{\alpha}_j^{(o)}$ и $\tilde{\beta}_j^{(o)}$ соответственно, где j – индекс момента времени t_j , в который получены оценки.

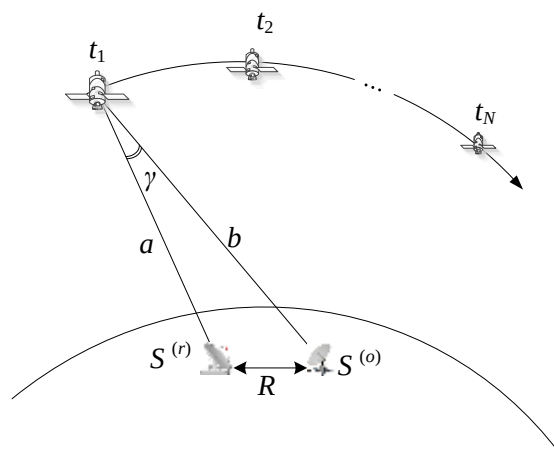


Рис. 1. Взаимное положение разнородных средств измерения угловых координат ОН

Таким образом, по результатам измерений формируются следующие вектора оценок угловых координат:

– вектор N оценок угла места радиотехнического средства

$$\tilde{A}_{<N>}^{(r)} = \langle \tilde{\alpha}_1^{(r)}, \tilde{\alpha}_2^{(r)}, \dots, \tilde{\alpha}_i^{(r)}, \dots, \tilde{\alpha}_N^{(r)} \rangle;$$

– вектор N оценок азимута радиотехнического средства

$$\tilde{B}_{<N>}^{(r)} = \langle \tilde{\beta}_1^{(r)}, \tilde{\beta}_2^{(r)}, \dots, \tilde{\beta}_i^{(r)}, \dots, \tilde{\beta}_N^{(r)} \rangle;$$

– вектор M оценок угла места оптического средства

$$\tilde{A}_{<M>}^{(o)} = \langle \tilde{\alpha}_1^{(o)}, \tilde{\alpha}_2^{(o)}, \dots, \tilde{\alpha}_i^{(o)}, \dots, \tilde{\alpha}_M^{(o)} \rangle;$$

– вектор M оценок азимута оптического средства

$$\tilde{B}_{<M>}^{(o)} = \langle \tilde{\beta}_1^{(o)}, \tilde{\beta}_2^{(o)}, \dots, \tilde{\beta}_i^{(o)}, \dots, \tilde{\beta}_M^{(o)} \rangle.$$

Задача моделирования состоит в совместной статистической обработке результатов измерений $\tilde{A}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{B}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{A}_{<M>}^{(o)}$ и $\tilde{B}_{<M>}^{(o)}$, выполненных радиотехническими и оптическими средствами, с целью повышения точности результирующих оценок координат.

Реализация комплексной обработки радиотехнических и оптических измерений возможна в однопозиционном, двухпозиционном и многопозиционном вариантах. В однопозиционном варианте радиотехническое и оптическое средство установлено в одной точке пространства. В двухпозиционном и многопозиционном – в разных точках пространства.

В однопозиционном варианте комплексная обработка результатов направлена на повышение точности измерений угловых координат ОН. В двухпозиционном и многопозиционном – на получение текущих навигационных параметров в виде пространственных координат и

векторов скорости ОН с применением различных методов определения местоположения или их комбинаций [8–11].

Однако однопозиционный вариант размещения двух измерительных средств на практике сложно реализуем, поэтому, как показано на рис. 1, между ними имеет место расстояние R , которое в совокупности с дальностями a и b определяет угол γ , оказывающий влияние на результаты комплексной обработки. Пусть $a = b$, тогда в соответствии с теоремой косинусов значения угла γ удовлетворяет неравенству

$$\gamma \leq \arccos \frac{2a^2 - R^2}{2a^2}. \quad (2)$$

Максимальные значения угла γ в зависимости от дальности a и расстояния R между средствами измерения представлены в табл. 1. Очевидно, что однопозиционными можно считать измерения, при которых угол γ в значительной степени ниже среднеквадратического отклонения (СКО) погрешности измерения угловых координат объектов σ . В случае соизмеримости γ и σ совместная обработка оценок угловых координат возможна только на этапе расчета текущих навигационных параметров ОН.

Таблица 1

Максимальные значения угла в зависимости от расстояния между средствами

$R, \text{ м}$	5	10	20	5	10	20	5	10	20
$a, \text{ км}$	200	200	200	500	500	500	2000	2000	2000
γ°	0,001	0,003	0,006	0,0006	0,001	0,002	0,00014	0,00029	0,00057

С учетом вышесказанного, в ходе моделирования примем следующие ограничения.

1. Интервалы между моментами времени равны, т. е. $t_i - t_{i-1} = \text{const}$ и $t_j - t_{j-1} = \text{const}$.
2. Измерения, выполняемые радиотехническим и оптическим средствами, синхронизированы, т. е. $\Delta t = t_i - t_{i-1} = t_j - t_{j-1}$, $t_i = t_j$.
3. Задача идентификации решена, измерения $\tilde{A}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{B}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{A}_{<N>}^{(o)}$ и $\tilde{B}_{<N>}^{(o)}$ соответствуют одному ОН.
4. Количества оценок угловых координат радиотехнического и оптического средств равны, т. е. $N = M$.
5. Измерения осуществляются в однопозиционном варианте размещения средств наблюдения, т. е. $\gamma \ll \sigma$.

В ходе моделирования комплексной обработки результатов измерений необходимо учитывать следующие особенности:

- в силу того, что ОН являются подвижными, угол места $\alpha(t)$ и азимут $\beta(t)$, характеризующие направление на ОН относительно пункта наблюдения (ПН), являются функциями времени;
- измерения углов места и азимутов, выполняемые различными средствами, имеют разную точность;
- точность измерений у каждого средства не является постоянной и может меняться в зависимости от параметров ОН, внешних факторов и условий применения. Более того, она может меняться в ходе наблюдения за одним ОН по причине изменения дальности до него, ракурса, степени влияния атмосферы на распространение электромагнитных и оптических излучений ОН при изменении его пространственного положения относительно средств наблюдения.

Таким образом, необходимо осуществить комплексную обработку неравноточных результатов измерений динамически меняющихся величин. Поэтому при совместной обработке необходимо динамически оценивать и учитывать статистические характеристики угла места и азимута каждого средства.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОЦЕНОК УГЛОВЫХ КООРДИНАТ

Оценки измерений угла места и азимута представим в следующем виде:

$$\tilde{\alpha}_i = \alpha_i + \hat{e}_i, \quad \tilde{\beta}_i = \beta_i + \hat{e}_i, \quad (3)$$

где α_i, β_i – истинные значения угла места и азимута произвольного средства измерения;
 $\hat{e}_i$ – погрешность измерения угла места или азимута, распределенная по нормальному закону распределения нулевым математическим ожиданием и СКО σ_i , изменяющимся во времени.

В качестве интервала наблюдения примем интервал времени, в пределах которого ОН находится в зоне прямой видимости средств наблюдения. При этом получаемые оценки угловых координат являются абсолютными.

На рис. 2 представлены модели истинных значений угла места α_i , СКО измерений угла места σ_i , погрешность измерений угла места $\hat{e}_i$, а также оценок угла места $\tilde{\alpha}_i$ для произвольного средства измерения. Моделирование оценок азимута осуществляется аналогично. Модели оценок, полученных от различных средств измерения, отличаются законами изменения СКО σ_i (рис. 2,б). Для обеспечения показательности результатов совместной обработки принят колебательный закон изменения СКО погрешностей. На рис. 3 представлены модели изменения СКО погрешности угла места, а также оценки измерения угла места для радиотехнического и оптического средств.

ОБРАБОТКА ОЦЕНОК УГЛОВЫХ КООРДИНАТ РАЗНОЙ ТОЧНОСТИ

Для совместной обработки оценок $\tilde{A}_{<N>}^{(r)}$ и $\tilde{A}_{<N>}^{(o)}$, $\tilde{B}_{<N>}^{(r)}$ и $\tilde{B}_{<N>}^{(o)}$ могут быть использованы методы усреднения и взвешенного суммирования. При усреднении результирующие оценки рассчитываются на основе следующих выражений:

$$\tilde{\alpha}_i^{(s)} = (\tilde{\alpha}_i^{(r)} + \tilde{\alpha}_i^{(o)}) / 2; \quad (4)$$

$$\tilde{\beta}_i^{(s)} = (\tilde{\beta}_i^{(r)} + \tilde{\beta}_i^{(o)}) / 2. \quad (5)$$

Однако простое усреднение векторов $\tilde{A}_{<N>}^{(r)}$ и $\tilde{A}_{<N>}^{(o)}$, $\tilde{B}_{<N>}^{(r)}$ и $\tilde{B}_{<N>}^{(o)}$ может привести в лучшем случае к незначительному повышению точности результирующей оценки, а в худшем – к уменьшению. Поэтому целесообразно применять взвешенное суммирование оценок угла места оптического и радиотехнического средств по формулам [12]:

$$\tilde{\alpha}_i^{(g)} = g_i^{(r)} \tilde{\alpha}_i^{(r)} + g_i^{(o)} \tilde{\alpha}_i^{(o)}; \quad (6)$$

$$\tilde{\beta}_i^{(g)} = g_i^{(r)} \tilde{\beta}_i^{(r)} + g_i^{(o)} \tilde{\beta}_i^{(o)}. \quad (7)$$

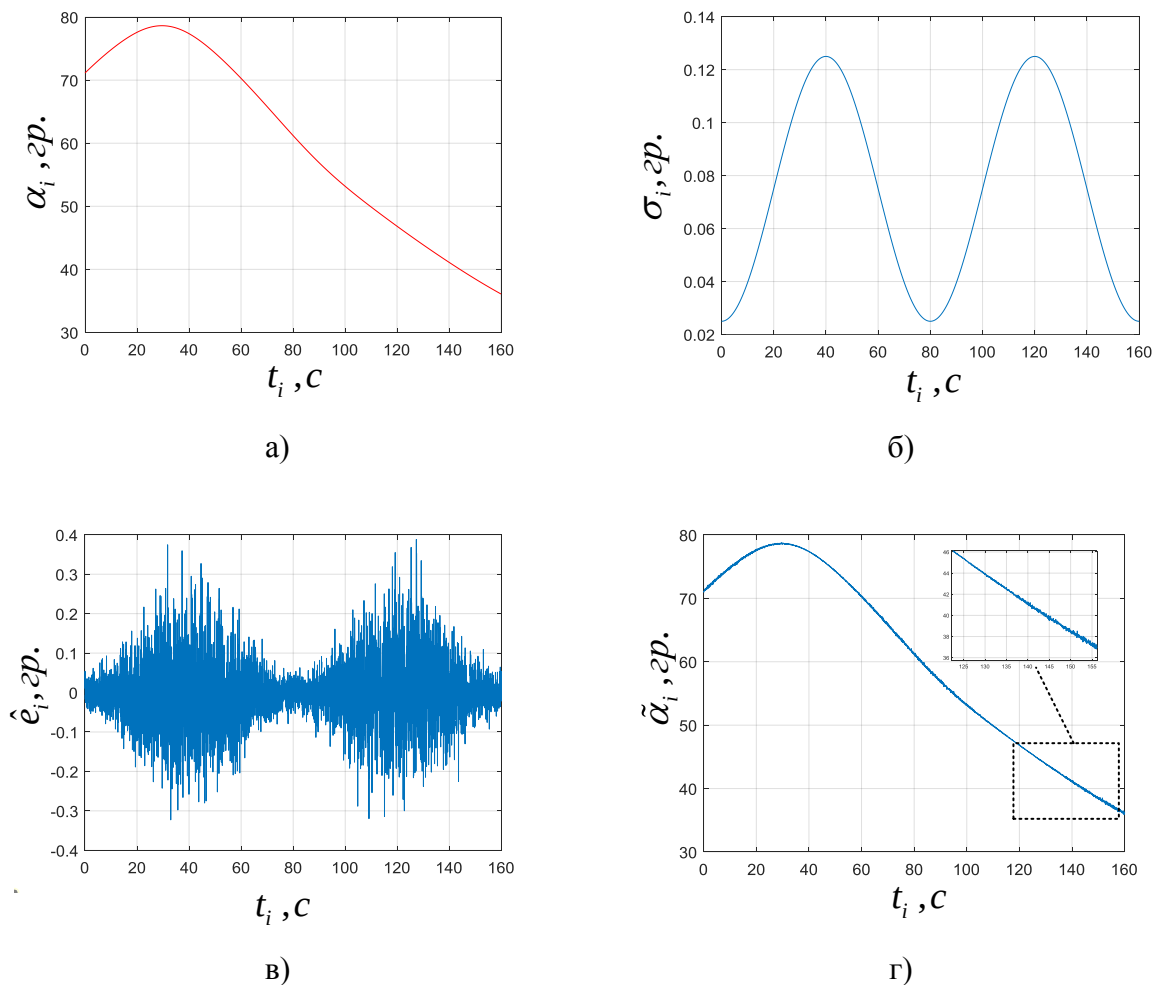


Рис. 2. Результаты моделирования истинных значений угла места α_i (а), СКО погрешности измерения σ_i (б), погрешности измерений угла места $\hat{\epsilon}_i$ (в) и оценок угла места $\tilde{\alpha}_i$ (г)

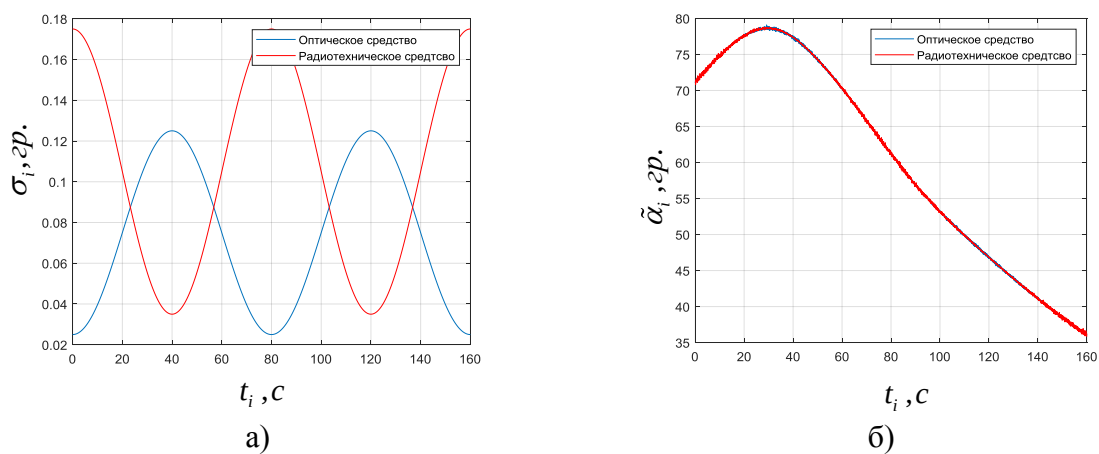


Рис. 3. Результаты моделирования СКО погрешности измерения σ_i (а), а также оценок угла места $\tilde{\alpha}_i$ (б) для оптического и радиотехнического средств измерений

Здесь $g_i^{(r)}$ и $g_i^{(o)}$ – коэффициенты взвешивания оценок, определяемые выражениями:

$$g_i^{(r)} = \frac{1/(\sigma_i^{(r)})^2}{1/(\sigma_i^{(r)})^2 + 1/(\sigma_i^{(o)})^2}; \quad (8)$$

$$g_i^{(o)} = \frac{1/(\sigma_i^{(o)})^2}{1/(\sigma_i^{(r)})^2 + 1/(\sigma_i^{(o)})^2}, \quad (9)$$

где $\sigma_i^{(r)}$ – СКО погрешности угловых координат (угла места или азимута), измеренных радиотехническим средством;

$\sigma_i^{(o)}$ – СКО погрешности угловых координат (угла места или азимута), измеренных оптическим средством.

На рис. 4,а представлены погрешности оценивания, полученные с помощью следующих выражений:

– погрешность оценивания угла места радиотехническим средством

$$e_i^{(r)} = \tilde{\alpha}_i^{(r)} - \alpha_i;$$

– погрешность оценивания угла места, полученная усреднением оценок радиотехнического и оптического средств,

$$e_i^{(s)} = \tilde{\alpha}_i^{(s)} - \alpha_i;$$

– погрешность оценивания угла места, полученная взвешенным суммированием оценок радиотехнического и оптического средств,

$$e_i^{(g)} = \tilde{\alpha}_i^{(g)} - \alpha_i.$$

Статистические плотности распределения $\tilde{W}_e(e)$ этих погрешностей представлены на рис. 4,б.

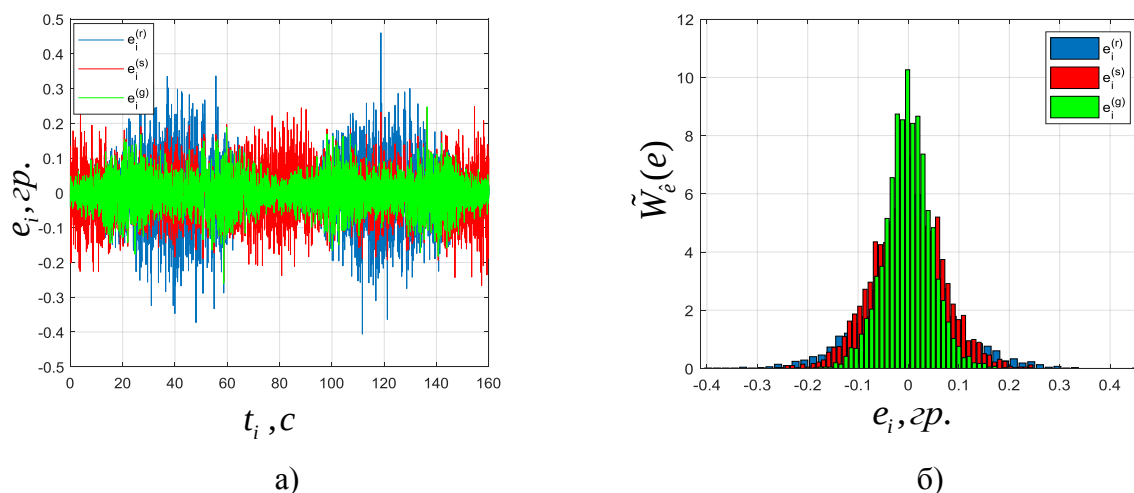


Рис. 4. Погрешности оценивания (а) и их статистические плотности распределения (б)

Из представленных на рис. 4 графиков следует, что усреднение оценок на некоторых интервалах времени может приводить к ухудшению результирующих оценок по отношению к оценкам одного из средств, а на всем интервале наблюдения в целом приводит к незначительному улучшению. Взвешенное суммирование приводит к существенному снижению погрешностей оценивания угловых координат. Так, при СКО погрешности измерения угла ме-

ста радиотехнического средства 0,08 гр., СКО погрешности оценок по результатам усреднения составило 0,07 гр., а СКО погрешности оценок по результатам взвешенного суммирования – 0,04 гр.

Таким образом, взвешенное суммирование оценок позволяет повысить точность комплексной обработки результатов измерений угловых координат, полученных от радиотехнического и оптического средств. Однако на практике СКО погрешностей, а тем более его изменение со временем, обусловленное приведенным выше комплексом факторов, неизвестно. Поэтому в выражениях (8) и (9) необходимо использовать оценки СКО, полученные апостериорно по оценкам угловых координат.

АПОСТЕРИОРНОЕ ОЦЕНИВАНИЕ СКО УГЛОВЫХ КООРДИНАТ

Для оценивания СКО погрешностей измерения угла места и азимута в условиях динамически меняющегося математического ожидания оценок угловых координат необходимо аппроксимировать полученные оценки угловых координат ОН. В условиях отсутствия априорных сведений о типе ОН (баллистический или орбитальный) и параметрах его движения аппроксимация оценок угловых координат может быть реализована на основе метода наименьших квадратов (МНК) [8, 12, 13]. Однако в условиях сложных нелинейных функциональных зависимостей угла места и азимута от времени (рис. 2,а) аппроксимация может приводить к погрешностям, не только соизмеримым с погрешностями измерений, но и превышающим их, даже при больших порядках полиномов [13]. В этом случае целесообразно применение аппроксимации первого или второго порядков на интервалах скользящего окна, в пределах которого погрешность аппроксимации минимальна, а оценка СКО может удовлетворять требованиям по точности и достоверности.

Пусть полином аппроксимации оценок угловых координат задан функцией [13]

$$f(t) = b_0 + \sum_{j=1}^{\eta} b_j t^j, \quad (10)$$

где b_j – коэффициенты полинома;

η – порядок полинома аппроксимации.

Размер скользящего окна обозначим величиной K . Шаг окна равен Δt . На каждом i -м шаге скользящего окна осуществляется выбор коэффициентов $B_{<\eta+1>} = \langle b_0, b_1, \dots, b_{\eta} \rangle$, соответствующих минимуму квадратов погрешностей:

$$B_{<\eta+1>} = \langle b_0, b_1, \dots, b_{\eta} \rangle \mid \arg \min_B \sum_{k=i}^{i+K} (\tilde{\alpha}_k - f(t_k, B))^2, \quad i = 1, 2, \dots, (N - K). \quad (11)$$

Далее вычисляется вектор погрешностей угла места (или азимута):

$$\tilde{E}_{i<K>} = \langle \tilde{e}_i, \tilde{e}_{i+1}, \dots, \tilde{e}_{i+K} \rangle, \quad (12)$$

каждый элемент которого определяется выражением вида

$$\tilde{e}_i = \tilde{\alpha}_i - f(t_i). \quad (13)$$

Апостериорная i -я оценка СКО погрешности измерения угла может быть определена по выборке $\tilde{E}_{i<K>}$ на основе выражения [12]

$$\tilde{\sigma}_i = \sqrt{\frac{1}{K-1} \sum_{k=i}^{i+K} (\tilde{e}_k - \tilde{m}_{e_i})^2}, \quad (14)$$

где $\tilde{m}_{e_i}$ – оценка математического ожидания выборки $\tilde{E}_{i<K>}$.

Апостериорное оценивание СКО измерений угловых координат на примере оценок угла места радиотехнического средства методом наименьших квадратов на интервале скользящего окна проиллюстрировано на рис. 5 и 6.

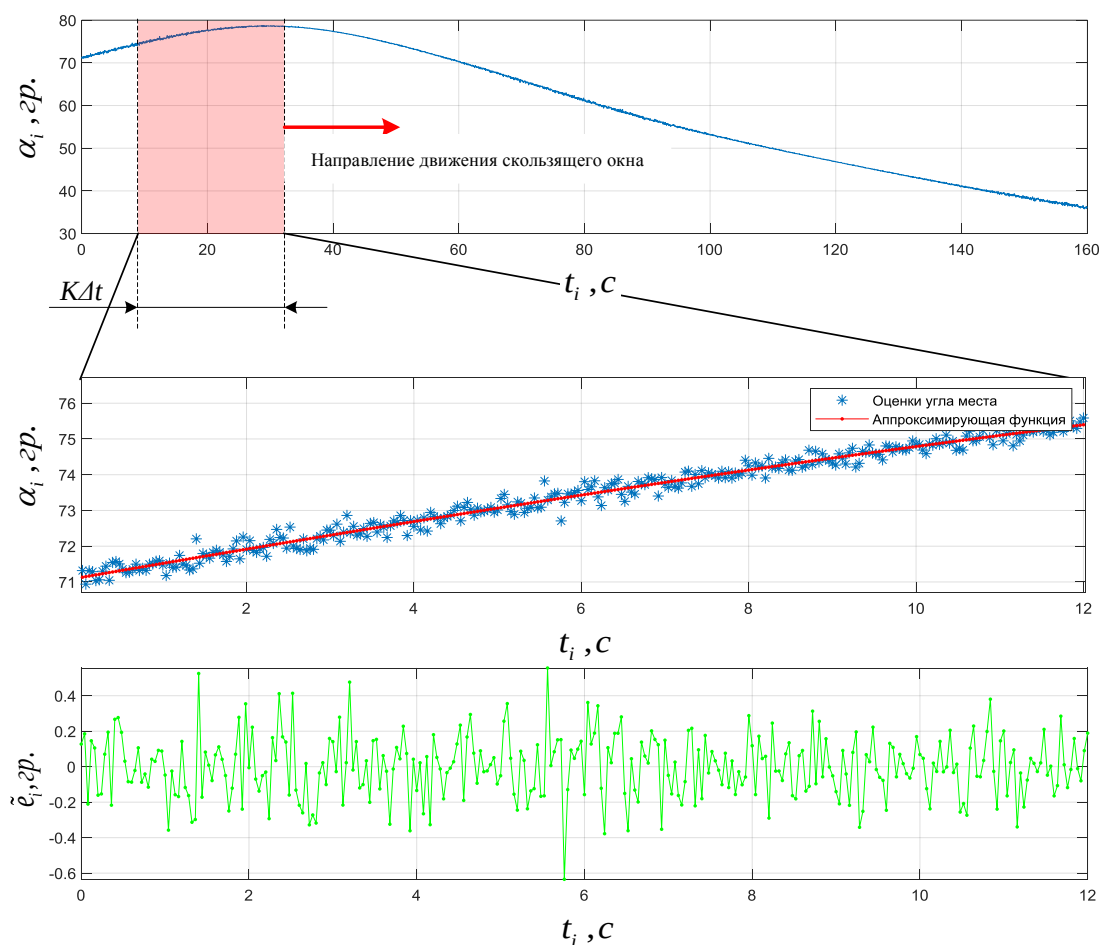


Рис. 5. Оценивание погрешности определения угла места радиотехническим средством скользящим окном на основе аппроксимации оценок методом наименьших квадратов

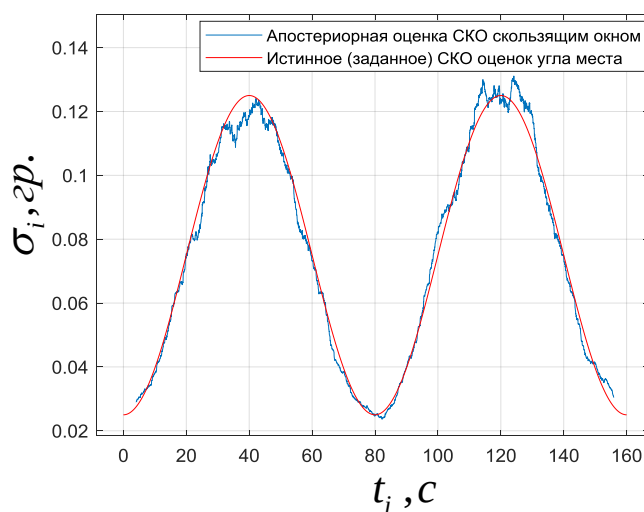


Рис. 6. Результат апостериорного оценивания СКО оценок угла места радиотехнического средства скользящим окном на основе аппроксимации методом наименьших квадратов при $M = 300$

Аналогичным образом может быть осуществлено оценивание СКО измерений азимута радиотехнического средства, а также угла места и азимута оптического средства для последующего взвешенного суммирования на основе выражений:

$$\tilde{\alpha}_i^{(g)} = \tilde{g}_i^{(r)} \tilde{\alpha}_i^{(r)} + \tilde{g}_i^{(o)} \tilde{\alpha}_i^{(o)}; \quad (15)$$

$$\tilde{\beta}_i^{(g)} = \tilde{g}_i^{(r)} \tilde{\beta}_i^{(r)} + \tilde{g}_i^{(o)} \tilde{\beta}_i^{(o)}. \quad (16)$$

Здесь $\tilde{g}_i^{(r)}$ и $\tilde{g}_i^{(o)}$ – оценки коэффициентов взвешивания оценок угловых координат (угла места или азимута), определяемые выражениями:

$$\tilde{g}_i^{(r)} = \frac{1/(\tilde{\sigma}_i^{(r)})^2}{1/(\tilde{\sigma}_i^{(r)})^2 + 1/(\tilde{\sigma}_i^{(o)})^2}; \quad (17)$$

$$\tilde{g}_i^{(o)} = \frac{1/(\tilde{\sigma}_i^{(o)})^2}{1/(\tilde{\sigma}_i^{(r)})^2 + 1/(\tilde{\sigma}_i^{(o)})^2}, \quad (18)$$

где $\tilde{\sigma}_i^{(r)}$ – оценка СКО погрешности угловых координат (угла места или азимута) радиотехнического средства, полученная скользящим окном на основе метода наименьших квадратов по формуле (14);

$\tilde{\sigma}_i^{(o)}$ – оценка СКО погрешности угловых координат (угла места или азимута) оптического средства, полученная скользящим окном на основе метода наименьших квадратов по формуле (14).

На рис. 7 представлены погрешности оценивания и их статистические плотности распределения $\tilde{W}_e(e)$ в результате применения метода взвешенного суммирования с использованием оценок СКО, рассчитанных апостериорно скользящим окном. Статистические плотности распределения свидетельствуют, что взвешенное суммирование оценок угловых координат радиотехнического и оптического средства сохраняет свою эффективность и при использовании оценок СКО, а не их истинных значений.

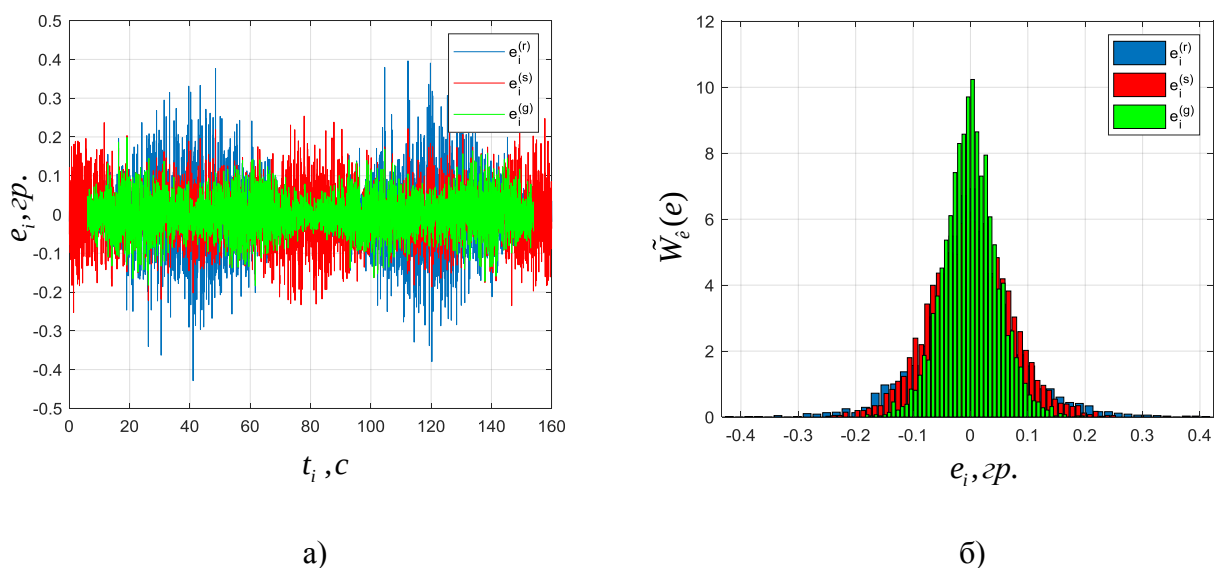


Рис. 7. Погрешности оценивания (а) и их статистические плотности распределения (б) при использовании оценок СКО

Качество взвешивания в этом случае зависит от длины окна K и порядка полинома η , выбор которых может быть осуществлен путем численного решения оптимизационной задачи по критерию минимума СКО $\tilde{\sigma}_{K,\eta}^{(g)}$ результирующей выборки погрешности оценок угловых координат, полученных по результатам аппроксимации и взвешенного суммирования:

$$\tilde{\sigma}_{K,\eta}^{(g)} = \sqrt{\frac{1}{N-K-1} \sum_{i=1}^{N-K} (\tilde{e}_i - \tilde{m}_e)^2} \rightarrow \min, \quad (19)$$

где $\tilde{m}_e$ – оценка математического ожидания вектора $\tilde{E}_{<N-K>} = \langle \tilde{e}_1, \tilde{e}_2, \dots, \tilde{e}_{N-K} \rangle$ оценочных погрешностей, полученных по результатам аппроксимации с заданными параметрами K и η .

Следует отметить, что при несинхронизированных измерениях радиотехнического и оптического средства применение указанного метода также возможно, однако в этом случае требуются дополнительные алгоритмические решения, связанные с интерполяцией оценок угловых координат и их приведением к единой шкале времени.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, по результатам моделирования совместной обработки измерений угловых координат ОН радиотехнического и оптического средств при однопозиционном варианте размещения можно сделать следующие выводы.

1. Для повышения точности оценок угловых координат ОН при совместной обработке результатов измерений оптического и радиотехнического средств необходимо применять метод взвешенного суммирования оценок.
2. Для расчета коэффициентов взвешивания при отсутствии априорных сведений о статистических характеристиках погрешностей оценивания угловых координат, а также при их динамическом изменении в ходе наблюдения целесообразно использовать оценки СКО этих погрешностей.
3. Оценки СКО могут быть получены апостериорно скользящим окном путем аппроксимации оценок угловых координат методом наименьших квадратов в пределах окна.
4. Качество взвешивания оценок угловых координат радиотехнического и оптического средств зависит от длины окна K и порядка полинома η , выбор которых может быть осуществлен апостериорно путем численного решения оптимизационной задачи по критерию минимума СКО $\tilde{\sigma}_{K,\eta}^{(g)}$.
5. При несинхронизированных по времени измерениях радиотехнического и оптического средств применение указанного метода также возможно, однако требует дополнительных алгоритмических решений для интерполяции оценок координат и их приведения к единой шкале времени.
6. Полученные методом скользящего окна и аппроксимации апостериорные оценки СКО погрешностей измерений угловых координат могут быть использованы для взвешенного оценивания текущих навигационных параметров ОН при многопозиционном варианте применения оптических и радиотехнических средств наблюдения.

Список использованных источников

1. Наблюдение высокоорбитальных космических объектов радиолокационными станциями дальнего обнаружения / Ю. В. Бабкин [и др.] // Информация и космос. – 2020. – № 3. – С. 20–25.

2. *Вартаньян Ю. А., Олейников И. И., Убоженко Д. Ю.* Система контроля космического пространства как элемент стратегического сдерживания // Военная мысль. – 2015. – № 9. – С. 29–35.
3. *Коблов С. В., Макаров Ю. Н., Ступак Г. Г.* Пути развития российской автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С. 232–237.
4. *Благодыренко Е. В., Горбулин В. И., Логунов С. В.* Методика оценивания периодов благоприятных условий наблюдения искусственных космических объектов наземными оптическими средствами // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 16–25.
5. Метод комбинирования неравноточных измерений параметров движения маневрирующих спутников с целью достижения наилучших точности и достоверности их прогноза / Е. А. Благодыренко [и др.] // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2024. – № 2(48). – С. 14–24.
6. Комбинирование неравноточных измерений параметров движения маневрирующих космических объектов / Е. В. Благодыренко [и др.] // СПбНТОРЭС : тр. ежегодной НТК. – 2022. – № 1(77). – С. 56–58.
7. *Благодыренко Е. В., Шосталь В. Ю.* Исследование парадокса закона больших чисел при совместной обработке существенно неравноточных измерений // СПбНТОРЭС : тр. ежегодной НТК. – 2021. – № 1(76). – С. 98–101.
8. *Семенюк С. С., Печурин В. В., Саниев Р. Р.* Оценивание возможностей повышения точности определения местоположения космических аппаратов разностно-дальномерным методом путем аппроксимации оценок координат // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2022. – № 4. – С. 41–48.
9. Геолокация земных станций спутниковой связи доплеровским методом по излучениям спутника-ретранслятора в условиях неопределенности номинала несущей частоты / С. С. Семенюк [и др.] // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2022. – № 5-6. – С. 3–12.
10. Модель оценивания вектора скорости спутника-ретранслятора по сигналам трех реперных станций / В. М. Маринин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 98–106.
11. *Семенюк С. С., Уткин В. В., Бердинских Л. Н.* Геометрический фактор разностно-дальномерной сети датчиков в пространстве // Наукоемкие технологии. – 2012. – № 8. – С. 66–73.
12. Статистические методы обработки результатов наблюдений / Р. М. Юсупов [и др.]. – М. : МО СССР, 1984. – 563 с.
13. *Линник Ю. В.* Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. – 2-е изд. – М., 1962. – 352 с.

Д. О. Медяников,
кандидат технических наук;
С. Н. Печников;
А. В. Прокофьев,
кандидат технических наук, доцент;
Д. В. Сергеев,
кандидат технических наук

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ПУНКТОВ В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ (RTK) ОТ ОДНОЙ БАЗОВОЙ СТАНЦИИ

В статье представлены результаты натурных исследований точности определения координат пунктов в режиме реального времени (RTK – *real time kinematic*) в зависимости от расстояния до базовой станции с использованием протоколов передачи корректирующей информации RTCM 3.0 и RTCM 3.2. Исследования выполнены на топогеодезическом полигоне (ТПП) «Лехтуси».

Ключевые слова: базовая станция, ровер, RTK, абсолютная ошибка.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время широкое применение в геодезии получила спутниковая геодезическая аппаратура (СГА), работающая в режиме реального времени (RTK). С ее помощью возможно получать координаты и высоты пунктов/точек в реальном масштабе времени с сантиметровой точностью в необходимой системе координат и высот. Однако точность определения координат пунктов зависит от удаления базовой станции (БС), передающей корректирующую информацию (дифференциальные поправки), а также протокола передачи данных. С увеличением расстояния до БС увеличивается и ошибка определения координат. Для изучения точности определения пространственного положения пунктов в зависимости от расстояния до БС сотрудниками Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского выполнены измерения на местности, которые были разделены на несколько этапов:

1. Рекогносцировка и выбор «эталонных» пунктов.
2. Полевые измерения на «эталонных» пунктах в режиме статика и камеральная обработка.
3. Полевые измерения в режиме RTK на «эталонных» пунктах.

РЕКОГНОСЦИРОВКА И ИЗМЕРЕНИЯ НА «ЭТАЛОННЫХ» ПУНКТАХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ПУНКТОВ В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ (RTK) ОТ ОДНОЙ БАЗОВОЙ СТАНЦИИ

Исследование точности определения координат пунктов предполагает оценивание результатов измерений в режиме RTK на пунктах с известными значениями координат и вычисление абсолютных ошибок. В качестве пунктов с известными значениями координат («эталонных») выбраны пункты государственной геодезической сети (ГГС) 2-го и 3-го классов, расположенные на различном удалении от топогеодезического полигона «Лехтуси», вблизи дорожной сети (рис. 1). Выбор пунктов ГГС в качестве «эталонных» был обусловлен необходимостью рекогносцировки пунктов ГГС вблизи ТПП «Лехтуси», а также возможностью в будущем выполнять подобные исследования и исследования работоспособности различной СГА.

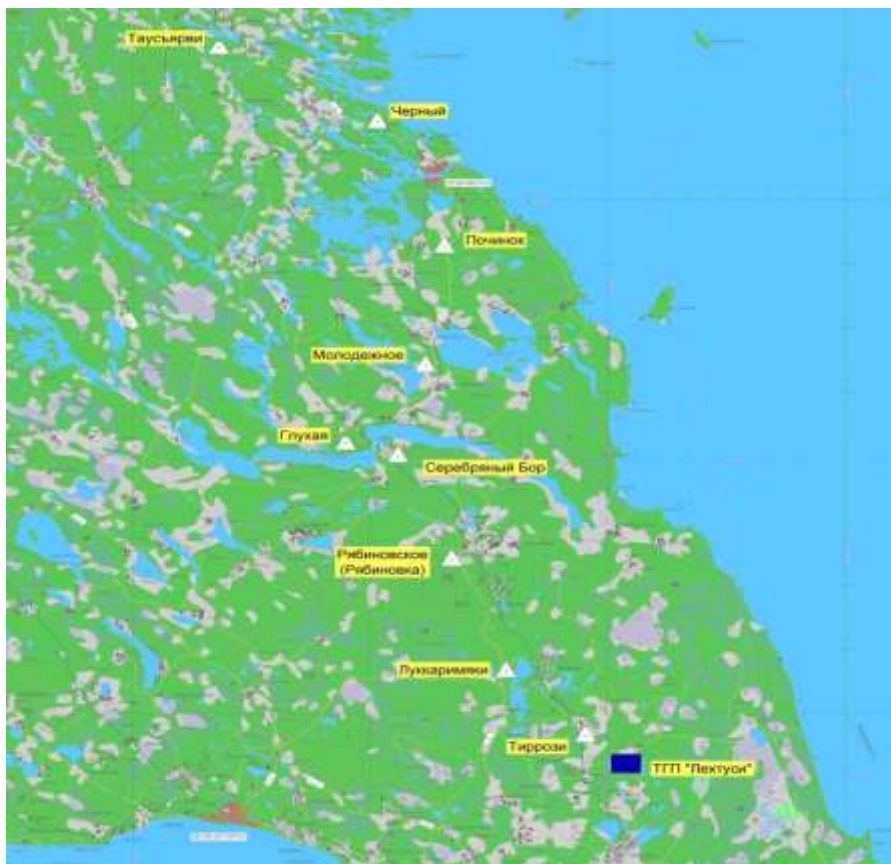


Рис. 1. Схема расположения пунктов ГГС, выбранных для проведения эксперимента

В связи с ограниченным количеством СГА (10 комплектов), статические измерения выполнены на пунктах, представленных в табл. 1, для дальнейшей их привязки к системе координат ITRF-2014 (01.01.2010). Уравнивание полученной сети выполнено в специализированном лицензионном программном обеспечении *Trimble Business Centre*.

Таблица 1

Пункты ГГС, выбранные для проведения эксперимента

№ п/п	Название пункта	Сокращенное название пункта	Класс	Расстояние от БС (СМТ-5 ТГП Лехтуси), км	Аппаратура, установленная на пункте
1	СМТ-5	SMT-5	БС	0	South Galaxy G1 Plus (IMU)
2	Тиррози	TIRR	3	5	Topcon GB-500 (Ант. PG-A1)
3	Луккаримяки	LUKK	3	20	Topcon GB-500 (Ант. PG-A1)
4	Рябиновка	RYAB	2	36	Topcon GB-500 (Ант. PG-A1)
5	Серебряный Бор	SERB	3	52	Topcon GB-500 (Ант. PG-A1)
6	Глухая	GLUH	2	57	Topcon GB-500 (Ант. PG-A1)
7	Молодежное	MOLO	3	62	Topcon GB-500 (Ант. PG-A1)
8	Починок	POCH	2	77	14Ц8030 («Медиана»)
9	Черный	CHER	3	97	14Ц8030 («Медиана»)
10	Таусъярви	TAUS	3	113	South Galaxy G1 Plus (IMU)

В эксперименте использовалась СГА South Galaxy G1 Plus с IMU (инерциальным датчиком наклона), с новейшей GNSS платой Trimble BD990, Topcon GB-500 (с антенной PG-A1), а также применялось изделие 14Ц8030 (рис. 2).



Рис. 2. Статические измерения на пункте ГГС Таусъярви в 113 км от места установки БС (СМТ-5) с использованием South Galaxy G1 Plus с IMU

Привязка «эталонных» пунктов выполнена к постоянно действующим пунктам международной сети ITRF-2014 PULK (обсерватория Пулковое, г. Санкт-Петербург), SVTL (дер. Светлое, Ленинградская область), VIR2 (г. Виролахти, Финляндия) и TOIL (г. Тойла, Эстония) (рис. 3).

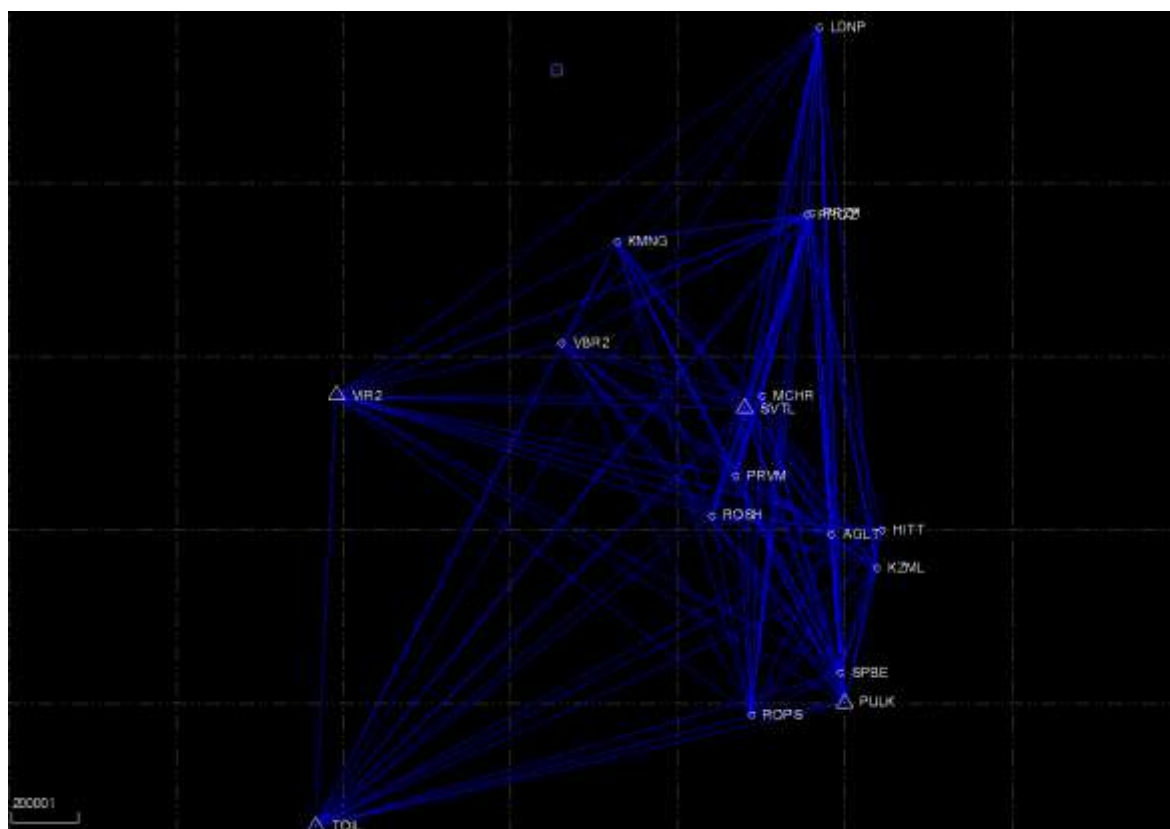


Рис. 3. Схема расположения БС и станций международной спутниковой сети ITRF-2014

Для обеспечения высокой точности определения координат и высот «эталонных» пунктов и в связи с ограниченным временем выполнения статических измерений привязка «эталонных» пунктов к сети ITRF-2014 выполнена в два этапа с использованием промежуточных пунктов, расположенных максимально близко к району проведения эксперимента. В качестве промежуточных пунктов выбраны пункты постоянно действующих сетей БС Geospider [AGLT (д. Агалатово), KMNG (г. Каменногорск), KZML (д. Кузьмоллово), LDNP (г. Лахденпохья), MCHR (п. Мичуринское), PRVM (п. Первомайское), PRZR (г. Приозерск), VBR2 (г. Выборг)] и EFT-cors [SPBE (г. Санкт-Петербург), ROSH (п. Рошино), PROZ (г. Приозерск) ROPS (п. Ропша)] (рис. 3).

Результаты привязки БС к пунктам международной спутниковой сети ITRF-2014 на эпоху (01.01.2010) представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты привязки БС к сети ITRF-2014 (01.01.2010)

Имя точки	X, м	СКО X (m _x), м	Y, м	СКО Y (m _y), м	Z, м	СКО Z (m _z), м
AGLT	2744454,378	0,004	1600780,728	0,003	5512025,188	0,008
HITT	2735744,363	0,003	1613265,768	0,002	5512752,346	0,007
KMNG	2712910,634	0,004	1508057,244	0,002	5553333,384	0,007
KZML	2744780,830	0,004	1616745,846	0,002	5507240,050	0,007
LDNP	2635817,099	0,005	1532961,859	0,003	5583385,991	0,009
MCHR	2724895,434	0,004	1565332,908	0,002	5531806,044	0,007
PROZ	2678651,354	0,003	1553812,392	0,002	5557300,452	0,006
PRVM	2746054,796	0,004	1568722,061	0,002	5520415,328	0,007
PRZR	2677547,830	0,004	1555013,879	0,002	5557489,296	0,008
ROPS	2795454,089	0,003	1602889,148	0,002	5485967,156	0,005
ROSH	2758277,179	0,003	1567455,883	0,002	5514676,035	0,005
SPBE	2772840,300	0,003	1620494,564	0,002	5492140,371	0,006
VBR2	2743399,687	0,004	1506646,447	0,002	5538812,272	0,007
PULK	2778606,710	0	1625494,735	0	5487811,009	0
SVTL	2730155,262	0	1562364,802	0	5529989,314	0
TOIL	2884257,137	0	1503794,129	0	5468067,982	0
VIR2	2788251,220	0	1454871,344	0	5530279,228	0

Далее выполнена привязка «эталонных» пунктов к промежуточным пунктам (пунктам БС Geospider и EFT-cors, координаты которых указаны в табл. 2).

Оценка точности результатов привязки «эталонных» пунктов к промежуточным пунктам в системе координат ITRF-2014 на эпоху (01.01.2010) представлена в табл. 3.

Координаты «эталонных» пунктов определены с высокой точностью, однако на пунктах ГГС Серебряный Бор, Глухая и Молодежная точность относительных измерений составила порядка 5–20 см. Это связано с наличием высоких кустарников и мелких деревьев вокруг пунктов, которые искажают принимаемые сигналы от навигационных спутников. Было принято решение не исключать из обработки данные пункты.

Таблица 3

**Результаты привязки «эталонных» пунктов
к промежуточным пунктам
в системе координат ITRF-2014 (01.01.2010)**

Имя точки	СКО X (m_x), м	СКО Y (m_y), м	СКО Z (m_z), м
TIRR	0,005	0,003	0,009
LYKK	0,006	0,003	0,010
RYAB	0,005	0,003	0,009
SERB	0,079	0,050	0,136
GLUH	0,097	0,052	0,180
MOLO	0,115	0,057	0,197
POCH	0,066	0,040	0,125
CHER	0,007	0,004	0,013
TAUS	0,008	0,005	0,016

**РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ
ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ПУНКТОВ
В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАССТОЯНИЯ ДО БАЗОВОЙ СТАНЦИИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОТОКОЛА ПЕРЕДАЧИ
КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ RTCM 3.0**

Для выполнения измерений в режиме РТК БС была установлена на пункт СМТ-5 ТПП «Лехтуси». Выбор пункта обусловлен наибольшей открытостью горизонта и возможностью обеспечения сохранности приемника.

Измерения выполнялись в режиме РТК с использованием протокола передачи КИ RTCM-3.0 в 1-м полевом выезде одновременно с выполнением рекогносцировки пунктов ГГС. Протокол передачи КИ RTCM-3.0 позволяет передавать поправки для навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS.

Результаты измерений представлены в табл. 4, в графическом виде результаты эксперимента представлены на рис. 5.

Таблица 4

**Результаты полевых измерений с использованием протокола
передачи корректирующей информации RTCM 3.0**

Имя точки	HRM S, м	VRM S, м	Расстояние до БС, м	PDOP	Отсл. Спут.	Исп. Спут.	ΔX , см	ΔY , см	ΔZ , см
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
TIRR	0,008	0,011	6	1,18	41	17	-1,8	1,3	3,1
LYKK	0,013	0,017	20	1,48	38	15	-1,0	1,1	0,0
RYAB	0,012	0,021	36	1,68	34	14	-3,3	8,8	-3,4
SERB	0,057	0,026	52	1,37	33	16	7,7	6,0	-4,2
GLUH	0,035	0,063	57	1,44	31	14	5,4	3,6	0,8
MOLO	0,082	0,117	62	1,80	32	12	15,7	1,7	-1,4
POCH	0,350	0,379	77	2,46	28	11	7,9	6,0	24,4
CHER	0,061	0,106	97	1,37	35	15	6,0	1,8	10,6

В табл. 4 указаны:

- в столбце 1 – имя точки, на которой выполнены измерения;
- в столбце 2 – горизонтальная СКО;
- в столбце 3 – вертикальная СКО;
- в столбце 4 – расстояние от БС до определяемой точки;
- в столбце 5 – фактор снижения точности;
- в столбце 6 – количество отслеживаемых спутников;
- в столбце 7 – количество спутников, используемых для решения задачи определения местоположения СГА;
- в столбцах 8–10 – абсолютные ошибки координат определяемого пункта.

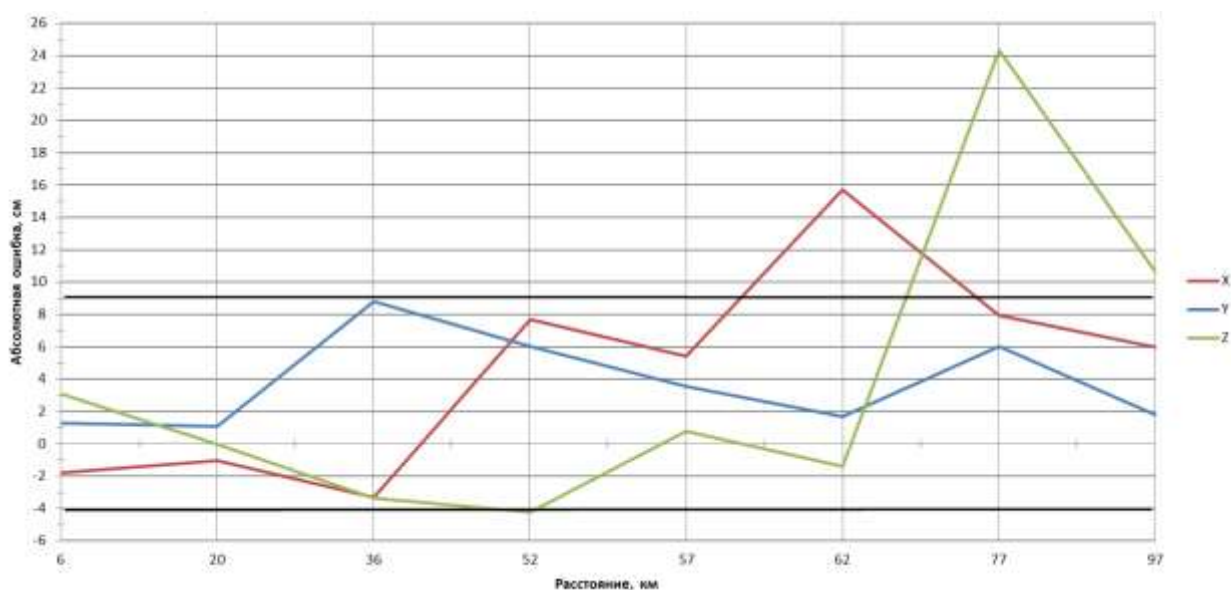


Рис. 5. График изменения величины абсолютных ошибок пространственного положения пунктов в зависимости от удаления БС (СМТ-5 RTCM 3.0)

При использовании протокола передачи КИ RTCM-3.0 для получения фиксированного решения в среднем использовалось 14 навигационных спутников, при этом СКО определения плановых координат составила около 7 см, а высоты около 9 см.

При расстоянии от БС более 57 км увеличиваются ошибки определения координат пунктов. Однако стоит учитывать и ошибки определения «эталонных» значений координат и высот, которые достигали ± 10 см.

Абсолютные ошибки измерения координат на расстоянии до 60 км в среднем составили ± 9 см, а высот – ± 12 см при использовании протокола передачи КИ RTCM 3.0.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ И ВЫСОТ ПУНКТОВ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАССТОЯНИЯ ДО БАЗОВОЙ СТАНЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОТОКОЛА ПЕРЕДАЧИ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ RTCM 3.2

Для выполнения измерений в режиме РТК БС была установлена на пункт СМТ-5 ТПП «Лехтуси». Выбор пункта обусловлен наибольшей открытостью горизонта и возможностью обеспечения охраны приемника.

Измерения выполнялись с использованием протокола передачи КИ RTCM-3.2. Протокол передачи КИ RTCM-3.0 позволяет передавать поправки для навигационных спутников ГЛОНАСС, GPS, BEIDOU, GALILEO, QZSS, SBAS.

Измерения выполнялись во втором полевом выезде по тем же пунктам, что и в первом выезде. Результаты измерений представлены в табл. 5, в графическом виде – на рис. 6.

Таблица 5

**Результаты полевых измерений с использованием протокола
передачи корректирующей информации RTCM 3.2**

Имя точки	HRM S, м	VRM S, м	Расстояние до БС, м	PDOP	Отсл. Спут.	Исп. Спут.	ΔX , см	ΔY , см	ΔZ , см
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
TIRR	0,006	0,009	6	1,04	39	28	0,1	1,6	2,4
LYKK	0,009	0,013	20	1,08	37	27	1,7	1,4	-0,1
RYAB	0,009	0,015	36	1,08	39	29	0,6	2,7	-0,6
SERB	0,046	0,088	52	1,04	36	28	13,9	2,8	28,0
GLUH	0,010	0,021	57	1,29	31	25	3,9	2,6	1,9
MOLO	0,059	0,083	62	1,13	28	24	13,4	4,9	13,1
POCH	0,028	0,054	77	1,32	30	24	-3,5	5,1	1,9
CHER	0,012	0,025	97	1,09	36	27	1,1	1,1	-1,0
TAUS	0,012	0,027	113	1,01	40	27	-1,6	3,6	3,5

В табл. 5 параметры, указанные в столбцах 1–10, соответствуют параметрам табл. 4.

При использовании протокола передачи КИ RTCM-3.2 для получения фиксированного решения в среднем использовалось 26 навигационных спутников, что в два раза больше, чем при использовании протокола передачи КИ RTCM-3.0, при этом СКО определения плановых координат составила около 2 см, а высоты около 4 см, что в три раза точнее, чем при использовании протокола передачи КИ RTCM-3.0.

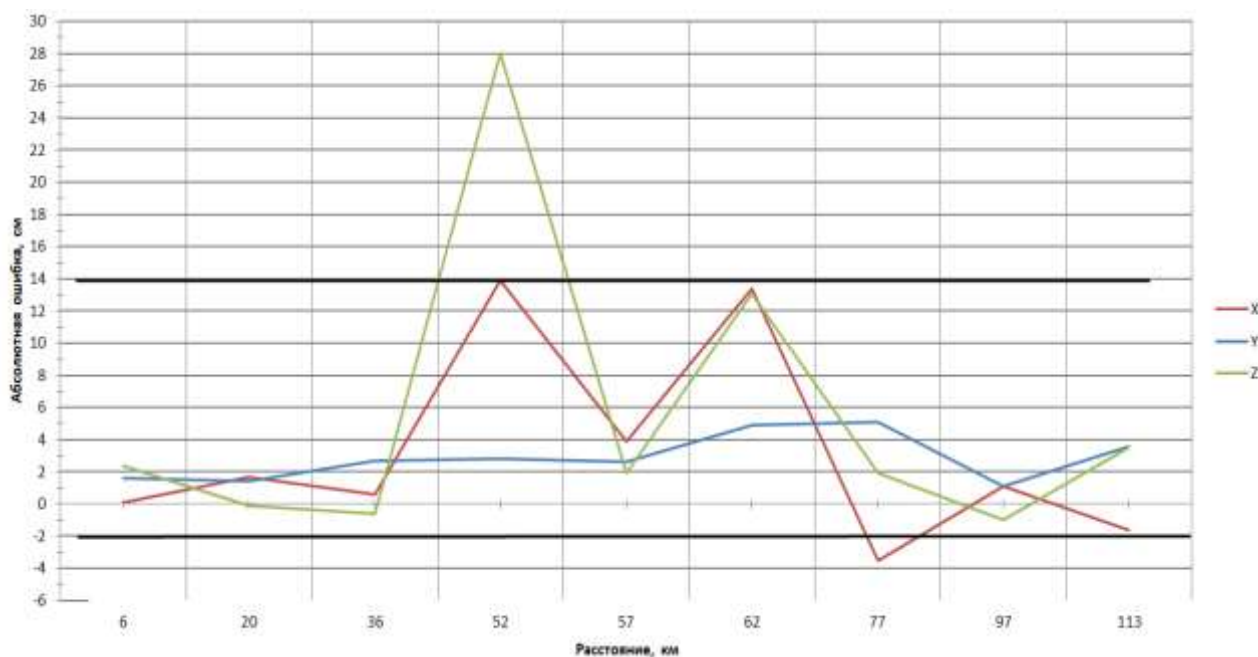


Рис. 6. График изменения величины абсолютных ошибок пространственного положения пунктов в зависимости от удаления БС (СМТ-5 RTCM 3.2)

На рис. 6 видна большая абсолютная ошибка на пункте ГГС Серебряный Бор (SERB), на расстоянии до БС 52 км. При использовании протокола передачи КИ RTCM 3.0 на этом пункте таких ошибок не наблюдалось. Возможно, это связано с тем, что при использовании протокола передачи КИ RTCM 3.2 для получения фиксированного решения используется большее количество спутников ГНСС, что, в свою очередь, приводит к наличию увеличенного числа искаженных многолучевостью измерений.

Абсолютные ошибки измерения координат в среднем составили ± 10 см, высот – ± 11 см на расстоянии до 113 км при использовании протокола передачи КИ RTCM 3.2.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Экспериментальные исследования возможностей RTK измерений показали, что при использовании протокола передачи КИ RTCM 3.0 максимальное удаление от БС может составлять порядка 60 км (рис. 7). Точность определения координат и высот пунктов составляет ± 5 – 12 см на расстоянии до 60 км.

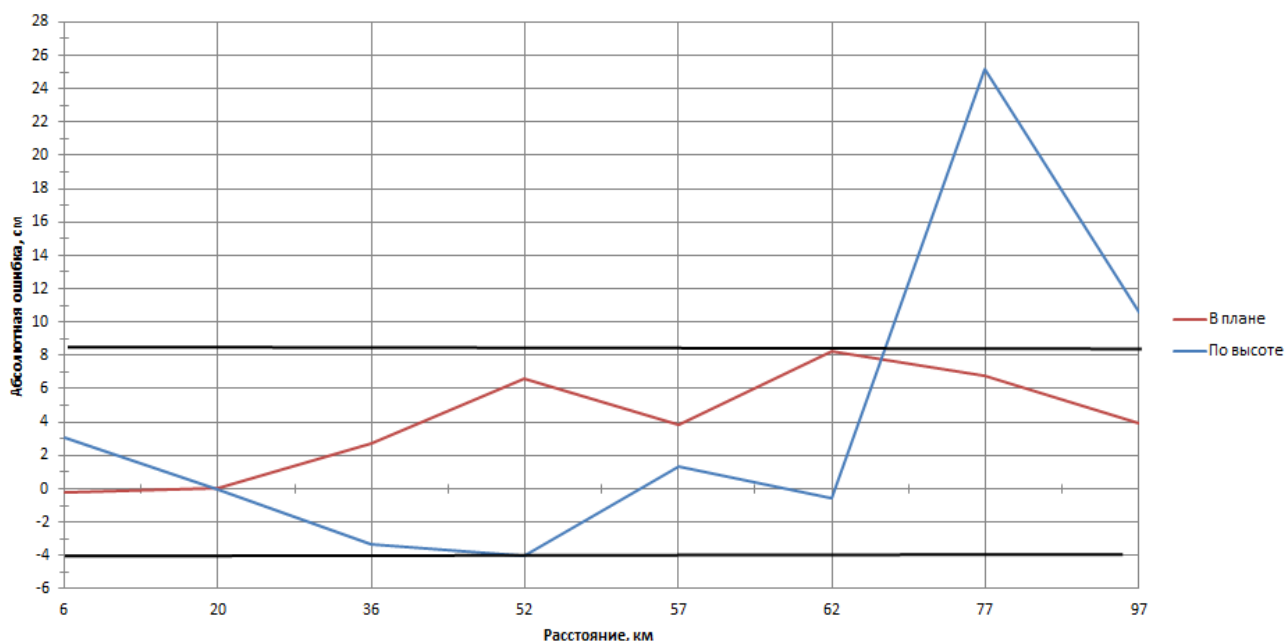


Рис. 7. График изменения величины абсолютных ошибок пространственного положения пунктов в зависимости от удаления БС (RTCM 3.0)

При использовании протокола передачи КИ RTCM 3.2 максимальное удаление от БС может составлять не более 113 км (рис. 8). Точность определения координат и высот пунктов составляет ± 4 – 10 см на расстоянии до 113 км от БС.

При выполнении измерений в режиме RTK необходимо обращать внимание на качество связи, а именно на скорость интернета (при использовании GSM связи) и открытость горизонта вокруг пункта наблюдений. При наблюдениях на залесенных пунктах приемник получает фиксированное решение и высокую точность, однако в действительности координаты и высоты пункта могут отличаться от полученных на десятки сантиметров.

Большой проблемой при выполнении измерений является залесенность пунктов ГГС. При проведении эксперимента было обследовано 16 пунктов ГГС и только 9 пунктов были отобраны для выполнения измерений, при этом на некоторых пунктах все же присутствовала кустарниковая растительность.

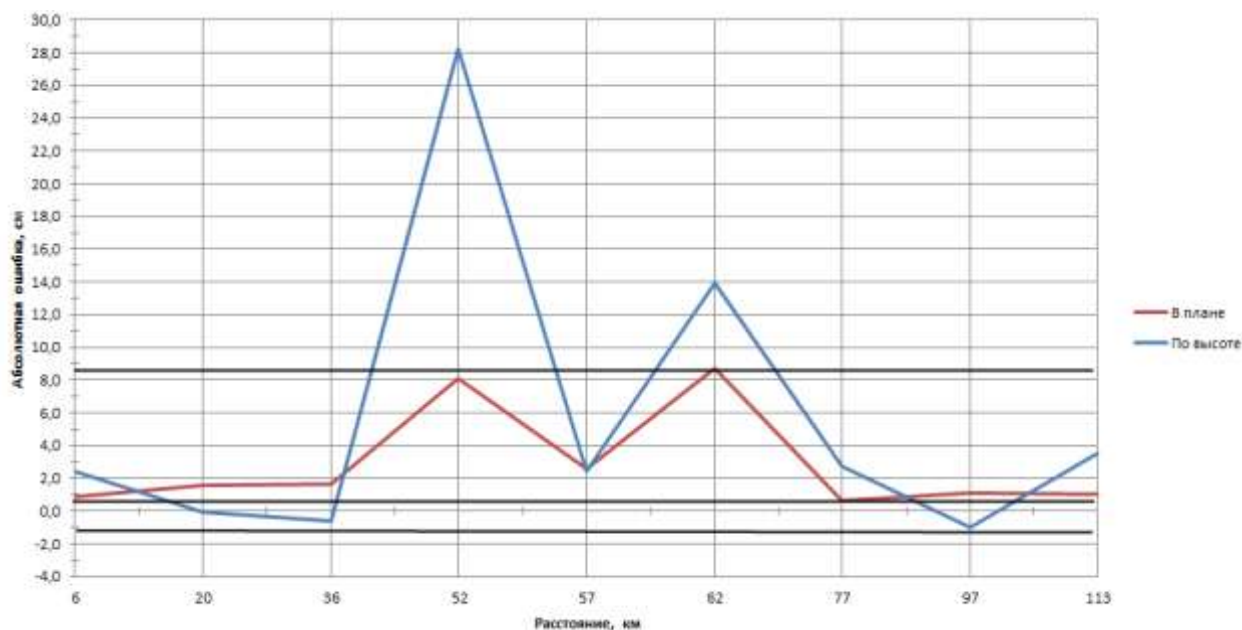


Рис. 8. График изменения величины абсолютных ошибок пространственного положения пунктов в зависимости от удаления БС (RTCM 3.2)

При проведении подобных исследований рекомендуется создавать временные «эталонные» пункты на открытых участках местности, вблизи дорожной сети, которые могут представлять собой штыри из металлической арматуры длиной до 1 м или иные типы знаков.

Список использованных источников

1. Комплект высокоточной геодезической аппаратуры потребителей ГНСС ГЛОНАСС/GPS/GALILEO/BEIDOU 14Ц8030 : руководство по эксплуатации. – М. : КБ НАВИС, 2023. – Ч. 1. – 366 с.
2. Медяников Д. О., Яковлев А. И. Методика определения геодезических данных в режиме реального времени (RTK) // Труды ИПА РАН. – 2018. – Вып. 45. – С. 61–65.
3. Коугия В. А., Брынъ М. Я., Гаврилов Ю. А. Определение координат геодезических пунктов спутниковыми методами : методич. указания. – СПб. : ПГУПС, 2003. – 26 с.
4. Антонович К. М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. – М. : Картгеоцентр, 2005. – 334 с.

Д. Н. Бирюков,
доктор технических наук, профессор;
В. В. Данилов,
кандидат технических наук;
А. С. Дудкин,
кандидат технических наук, доцент;
В. Ю. Руссу

ВЫБОР МОДЕЛИ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ И МЕТОДА ИНТЕРПРЕТАЦИИ ЕЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОБНАРУЖЕНИЯ ОШИБОК В ИСПОЛНЯЕМЫХ ФАЙЛАХ ПРОШИВОК ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВ

В статье проводится сравнительный анализ существующих моделей машинного обучения для решения задачи классификации псевдокода LLVM IR и методов интерпретации их результатов. Методы интерпретации помогают обнаружить функции с ошибками кода прошивок телекоммуникационного оборудования (ТКО), на основе которых модель производила классификацию. Имея информацию о наличии уязвимых функций в прошивках ТКО, можно строить возможные вектора атак внешнего нарушителя и в целом оценивать состояние защищенности системы.

Ключевые слова: защита информации, автоматизация поиска уязвимостей, автоматизация распаковки прошивки, информационная безопасность.

ВВЕДЕНИЕ

Телекоммуникационное оборудование широко применяется во всех сферах жизнедеятельности. Если злоумышленник сможет получить доступ к ТКО через эксплуатацию ошибок кода, то могут быть нарушены три основных принципа информационной безопасности (целостность, доступность, конфиденциальность). С ростом числа кибератак и увеличением их сложности традиционные методы защиты становятся все менее эффективными. В таких условиях методы защиты ТКО на основе моделей машинного обучения могут стать дополнительным инструментом для предотвращения киберугроз. Подход на основе применения моделей машинного обучения для решения задачи выявления ошибок в исполняемых файлах изложен в исследованиях [1, 2]. В рамках этого подхода рассматривался процесс трансляции исполняемых файлов прошивок телекоммуникационных устройств, содержащих ошибки кода, в промежуточный псевдокод LLVM IR и обучение на этом псевдокоде модели машинного обучения.

Модель машинного обучения проводит классификацию ошибок с учетом идентификаторов баз данных уязвимостей, таких как CVE-MITRE Database, Mend Vulnerability Database, CWE Database, National Vulnerability Database, БДУ ФСТЭК и т. д. Но для обнаружения ошибки в исполняемом файле прошивки ТКО недостаточно иметь информацию только о ее классе, ведь тогда специалисту по информационной безопасности придется вручную или при помощи сигнатурного анализа в дизассемблере искать участок кода, подходящий под этот класс ошибки, что может длиться долгое время и снизить эффективность проводимого анализа. Эта проблема может быть решена за счет применения методов интерпретации результатов классификации модели машинного обучения. Интерпретируемость – это свойство модели, которое показывает, что структуру данной модели может объяснить человек. При этом структура модели не противоречит данным, на которых эта модель построена, и сохраняет некоторые свойства предоставленных данных. Таким образом, следующий этап реализации

подхода обнаружения ошибок в исполняемых файлах заключается в выборе модели машинного обучения и метода интерпретации результатов классификации.

ВЫБОР МОДЕЛИ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧИ ОБРАБОТКИ ФОРМАЛЬНОГО ЯЗЫКА

Все языки по функционалу можно разделить на две группы – естественные и формальные. Важными характеристиками для этих групп являются синтаксис и семантика. Синтаксис естественного языка входит в состав грамматики и дополняется морфологией, орфографией, пунктуацией. Основное отличие естественного языка от формального заключается в том, что в естественном языке нет строгих правил, определяющих «допустимые» конструкции языка. [4]. Формальные языки подчиняются строгим правилам. Хотя псевдокод LLVM IR является одним из видов формальных языков, задачу его обработки можно отнести к задачам обработки естественного языка по следующим причинам:

1. LLVM IR, хотя и не является «естественным» языком, представляет собой текстовый формат, имеющий синтаксис и структуру, аналогичную языкам программирования. Он состоит из последовательностей инструкций, выраженных в виде операций и аргументов, что делает его похожим на предложения в естественном языке.

2. Как и в обработке текстов на естественных языках, LLVM IR можно разбить на токены (например, инструкции, регистры, операнды). Задачи, такие как извлечение смысла, могут быть аналогичны NLP-задачам вроде синтаксического анализа или распознавания сущностей.

3. Каждая инструкция в LLVM IR имеет определенное значение и влияние на состояние программы, что аналогично словам в тексте, которые имеют значение в зависимости от контекста. Анализ контекста и взаимосвязи между инструкциями можно проводить с использованием методов из NLP, таких как модели внимания (*attention*), которые помогают понять, как одна инструкция влияет на последующие.

Таким образом, можно сделать вывод, что модели машинного обучения, пригодные для решения задачи обработки естественного языка NLP, могут быть применены для обработки формального языка LLVM IR. К таким моделям относятся:

Линейная регрессия (*Linear Regression*) – используемая в статистике регрессионная модель зависимости одной (объясняемой, зависимой) переменной y от другой или нескольких других переменных (факторов, регрессоров, независимых переменных) x с линейной функцией зависимости [5].

Дерево решений (*Decision trees*) – средство поддержки принятия решений, использующееся в машинном обучении, анализе данных и статистике. Структура дерева представляет собой «листья» и «ветки». На ребрах («ветках») дерева решения записаны признаки, от которых зависит целевая функция, в «листьях» записаны значения целевой функции, а в остальных узлах – признаки, по которым различаются случаи. Чтобы классифицировать новый случай, надо спуститься по дереву до листа и выдать соответствующее значение [6].

Метод К-ближайших соседей (KNN) – метрический алгоритм для автоматической классификации объектов или регрессии. В случае использования метода для классификации объект присваивается тому классу, который является наиболее распространенным среди соседей данного элемента, классы которых уже известны [7].

Метод случайного леса (*Random Forest*) – алгоритм машинного обучения, заключающийся в использовании ансамбля решающих деревьев [8].

Метод опорных векторов (*Support Vector Machines*) – один из наиболее популярных методов обучения, который применяется для решения задач классификации и регрессии. Основная идея метода заключается в построении гиперплоскости, разделяющей объекты выборки оптимальным способом [9].

Градиентный бустинг (Gradient Boosting Family) – это метод машинного обучения для задач классификации и регрессии, на основе которого строится модель предсказания в форме ансамбля слабых предсказывающих моделей, обычно деревьев решений [10].

Сверточные нейронные сети (CNN) – это модели, которые используются для обработки изображений. Они могут быть адаптированы для работы с текстами путем преобразования слов в числовые векторы [11].

Рекуррентные нейронные сети (RNN) – это модели, которые учитывают последовательность входных данных. Они хорошо подходят для анализа временных рядов и могут использоваться для предсказания следующего слова в предложении [12].

Длинная цепь элементов краткосрочной памяти (LSTM, GRU) – разновидность архитектуры рекуррентных нейронных сетей, отличающихся наличием трех видов вентелей: входным, выходным и вентилем забывания [13].

Трансформеры (Transformers) – это относительно новый класс моделей, который использует механизм внимания для учета контекста при обработке последовательностей. Трансформеры широко применяются в обработке естественного языка и могут быть использованы для генерации текста, перевода и других задач [14].

Глубокие нейронные сети (Deep network) – это вид машинного обучения с использованием многослойных нейронных сетей, основанных на обучении представлением, а не специализированным алгоритмам под конкретные задачи, которые самообучаются на большом наборе данных.

Был проведен сравнительный анализ приведенных выше моделей машинного обучения по двум параметрам – точность и интерпретируемость. Результаты исследования представлены на рис. 1.

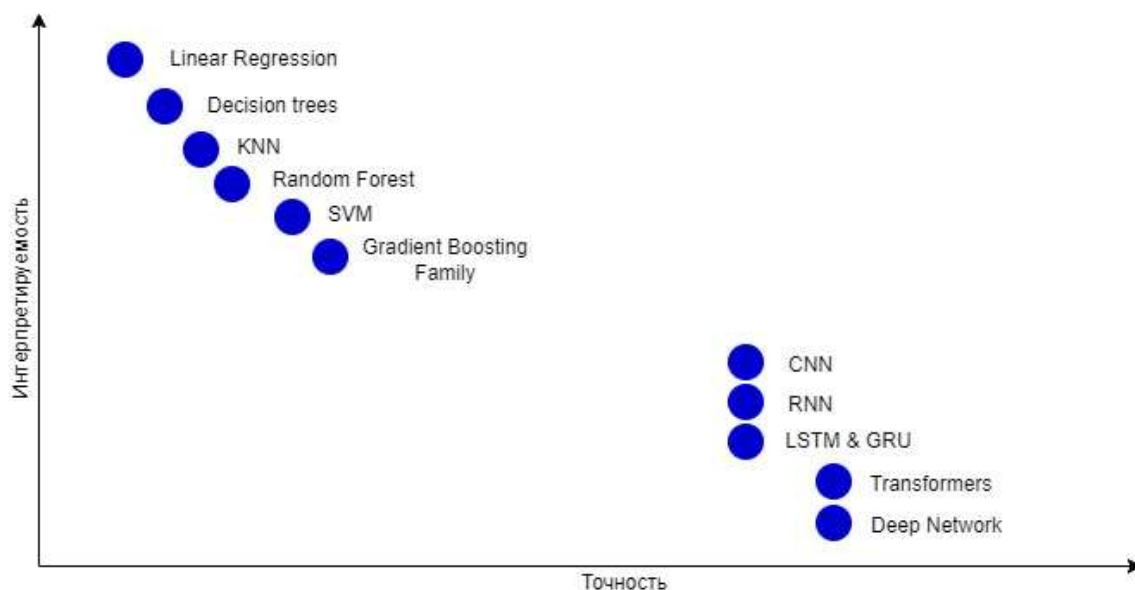


Рис. 1. Сравнительный анализ моделей машинного обучения по точности результатов и интерпретируемости

Исходя из результатов исследования, видно, что модели CNN, RNN, LSTM & GRU, Transformers дают высокую точность и интерпретируемость и будут использоваться в дальнейших исследованиях. Остальные модели либо дают малую точность, либо не интерпретируемы. Целесообразно из семейства Transformers выбрать модель BERT, так как она имеет открытый исходный код, методы для нее реализованы в библиотеках языка программирования Python Tensorflow и PyTorch и имеют большую популярность.

Изучение проблем в задачах анализа данных методами машинного обучения показало, что для решения задачи обнаружения уязвимостей в исполняемых файлах необходимо, чтобы модель обладала свойствами дообучения, сохранения информации о контексте в течение определенного времени. Поведение самой модели можно было объяснить одним из методов интерпретируемости, а проблема затухающего и вырывающегося градиента была устранена. Соответствие моделей представленным требованиям показано в табл. 1.

Таблица 1

Свойства моделей машинного обучения

Модель	Сохранение контекста	Интерпретируемость	Затухание градиента	Возможность до обучения
CNN	–	+	–	–
RNN	+	+	–	+
LSTM & GRU	+	+	+	+
BERT	+	+	+	+

Проведенный анализ показывает, что в дальнейших исследованиях следует использовать модели LSTM & GRU и Transformers.

Сравнительный анализ методов интерпретируемости моделей машинного обучения

Интерпретируемость модели машинного обучения – это свойство модели, заключающееся в способности модели представить логику своей работы в терминах, которые понятны человеку. Отобранные модели основаны не на классических математических подходах, а на нейросетевых и представляют собой модели «черного ящика» по следующим причинам.

1. Сложность внутренней структуры.

Эти модели имеют сложную внутреннюю структуру с многочисленными слоями, нейронами и нелинейными функциями активации. Хотя их архитектуры описаны на уровне компонент, их поведение при работе с конкретными данными трудно объяснить детально, особенно когда дело касается влияния каждой отдельной весовой связи или нейрона на конечный результат.

2. Большая размерность параметров.

Выбранные модели имеют большое количество параметров (сотни миллионов или даже миллиарды весов). Из-за этого отслеживание влияния каждого отдельного параметра на финальный результат становится крайне сложным. Даже если известна архитектура модели, количество взаимосвязей и параметров создает трудности в понимании того, как конкретные веса взаимодействуют друг с другом и влияют на предсказания.

3. Нелинейные зависимости.

Выбранные модели используют нелинейные функции активации (ReLU, *sigmoid*, *tanh* и др.), что делает поведение нейронных сетей сильно нелинейным. Нелинейность усложняет интерпретацию, так как изменения на входе могут приводить к непредсказуемым и сложным изменениям на выходе.

Таким образом, для интерпретации моделей нужно пользоваться методами, основанными на выявлении закономерностей, которые возникают при подаче флуктуаций на входные данные и влиянии их на решение, принятое моделью. Приведем примеры методов, которые реализованы в общедоступных библиотеках программирования.

PDP (Partial Dependence Plots) – метод, в рамках которого проводится анализ влияния каждой отдельной переменной на выходные данные модели. Группы переменных в данном методе не рассматриваются.

LIME (*Local Interpretable Model-agnostic Explanations*) – метод, позволяющий интерпретировать результаты на локальном уровне (предсказание для конкретного объекта из входных данных) за счет построения упрощенной модели.

SHAP (*SHapley Additive exPlanations*) – этот метод позволяет строить локальную и глобальную интерпретацию результатов модели, т. е. влияние отдельной переменной и группы переменных на локальные и глобальные результаты (понимание в целом, какие признаки влияют на предсказание) модели.

Anchors – метод, выявляющий причинно-следственную связь (ЕСЛИ->ТО) в предсказаниях модели.

Сравнительный анализ методов интерпретации приведен в табл. 2.

Таблица 2

Сравнительный анализ методов интерпретации моделей машинного обучения

Метод	Достоинства	Недостатки
PDP	– простота применения и интуитивность реализации; – построение графов зависимостей основано на причинно-следственных связях	– на графе зависимостей нельзя указать влияние более двух переменных
LIME	– оценивает влияние разного уровня флуктуаций входных данных на результат работы модели; – локальная упрощенная модель используется для выявления зависимостей между результатами работы модели от оригинальных и измененных входных данных; – метод универсален и работает на всех существующих моделях «черного ящика»	– результаты работы LIME являются локальными (интерпретация для отдельного объекта входных данных, а не для всей совокупности моделей входных данных); – результаты могут быть противоречивыми для разных подклассов общего класса
SHAP	– вычисляет вклад каждой переменной в общую интерпретацию; – не нуждается в локальной линейности; – не зависит от вида исследуемой модели	– результаты работы LIME являются локальными (интерпретация для отдельного объекта входных данных, а не для всей совокупности моделей входных данных); – результаты могут быть противоречивыми для разных подклассов общего класса
Anchors	– не зависит от вида исследуемой модели; – может выявлять линейные соотношения в сложных моделях	– необходимо переобучать модель на исходных данных с дополнительными метками; – высокая точность добывается за счет полного перебора значений гиперпараметров, что может занять длительное время

Ошибка в коде может состоять не из одной инструкции, а из совокупности нескольких, например, объявления переменной, выделения буфера в памяти для копирования и неправильной операции записи в этот буфер. Таким образом, метод PDP для решения задачи обна-

ружения уязвимых участков кода не подходит, так как он учитывает влияние только двух переменных. Метод Anchor хоть и может дать высокую точность, но для этого необходимо переобучать модель и каждый раз подбирать новые гиперпараметры, что недопустимо при построении системы защиты реального времени, использующую модель, которая будет постоянно дообучаться на новых видах ошибок в коде. Метод LIME подходит для решения задачи, так как для этого достаточно локальной интерпретации в участке кода. Создав цикл, в котором будет интерпретироваться весь код по частям, можно добиться глобальной интерпретации. Метод SHAP учитывает вклад всех объектов входных данных, не зависит от вида используемой модели машинного обучения, поэтому он пригоден для решения задачи обнаружения ошибок в коде.

Применение методов интерпретируемости для моделей LSTM & GRU в задаче поиска уязвимостей в исполняемых файлах

Возможность объяснимости модели выявления уязвимостей в исполняемых файлах ТКО была проверена на двух моделях LSTM & GRU, структура которых представлена на рис. 2 и 3 соответственно. Предварительная обработка данных для этих моделей была проведена с помощью функции *pads()* из библиотеки *Keras*. Модель машинного обучения для решения задачи векторного представления входных данных на основании уникальных признаков обучалась на ошибках кода, взятых с сайта NIST SARD. Стандартные модели LSTM & GRU библиотеки *Torch* были улучшены путем добавления *Dropout* (Исключение) слоя и *Dense* (полносвязного) слоя. Диаграмма анализируемой модели представлена на рис. 3. Для объяснения моделей были реализованы методы LIME, SHAP и Anchor, затем проведен анализ результатов.

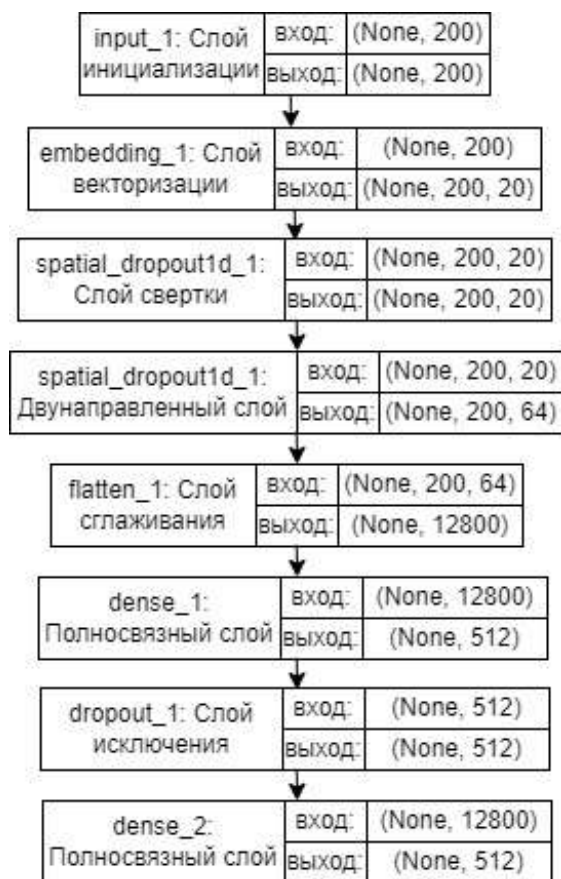


Рис. 2. Архитектура LSTM модели



Рис. 3. Архитектура GRU модели

Анализ результатов

Для оценки качества работы модели используются различные метрики, такие как точность (*accuracy*), полнота (*recall*) и F1-score.

Точность рассчитывается по следующей формуле:

$$Accuracy = \frac{TP + TN}{TP + TN + FP + FN},$$

где *TP* – истинные предсказания целевого класса;
TN – истинные предсказания смежного класса;
FP – ложные предсказания целевого класса;
FN – ложные предсказания смежного класса.

Полнота рассчитывается по формуле

$$Recall = \frac{TP}{TP + FN}.$$

F1-Score метрика рассчитывается по следующей формуле:

$$F1-Score = \frac{Precision * Recall}{Precision + Recall},$$

где *Precision* – точность предсказания целевого класса.

Качество обучения, функция потерь и точность определения ошибок кода исполняемых файлов ТКО изображены на рис. 4.

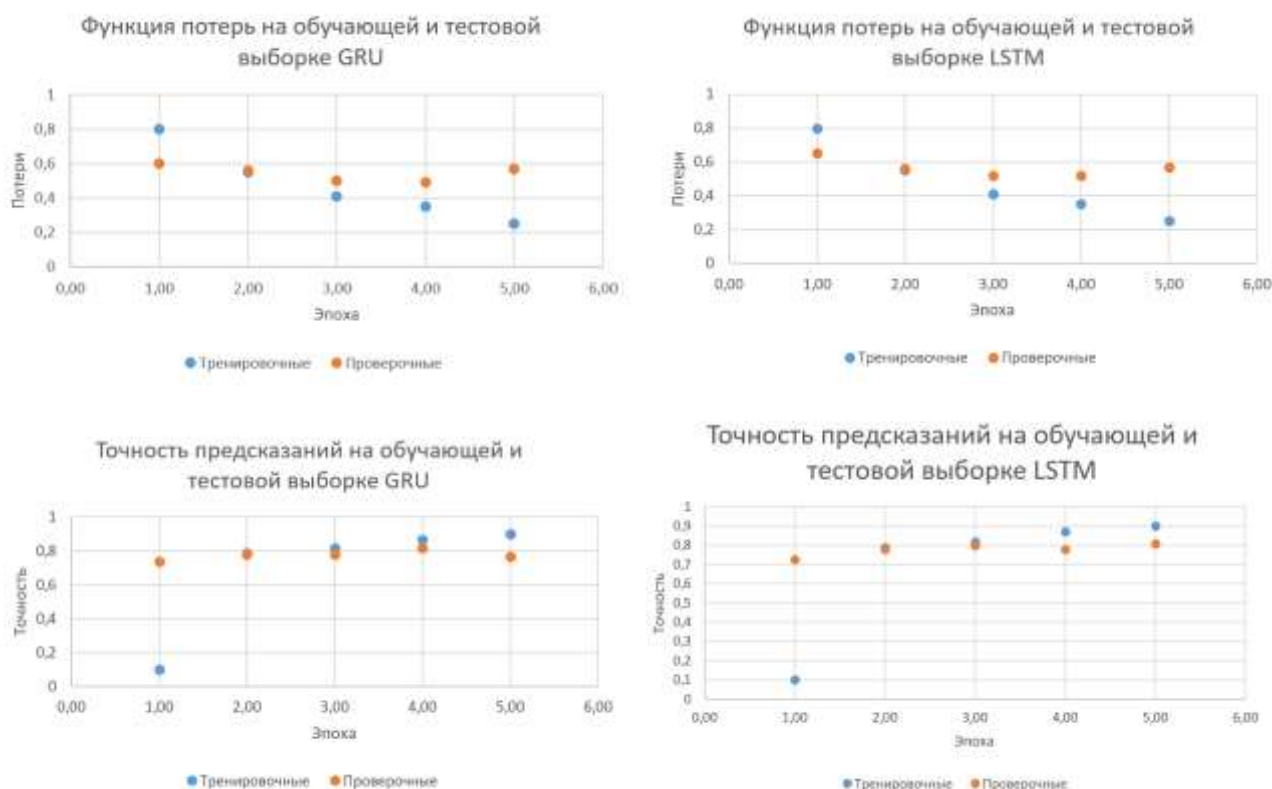


Рис. 4. Качество обучения LSTM & GRU моделей

Анализ точности классификации модели по трем классам ошибок кода (CWE-101, CWE-151 и CWE-21) представлен в табл. 3.

Таблица 3

Сравнительный анализ моделей LSTM и GRU

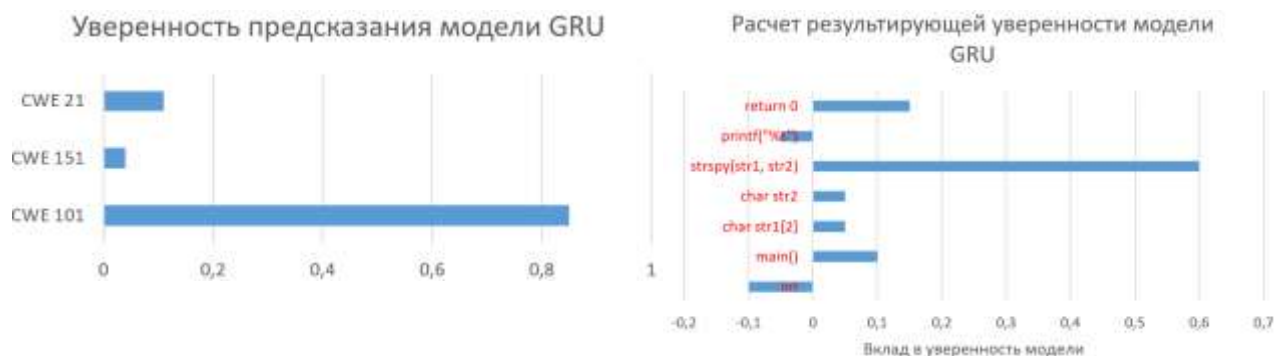
Идентификатор CWE	Модель	Точность	Полнота	F1-Score
101	LSTM	0.87	0.91	0.87
	GRU	0.85	0.86	0.86
151	LSTM	0.76	0.67	0.71
	GRU	0.69	0.66	0.68
21	LSTM	0.66	0.64	0.62
	GRU	0.60	0.59	0.62

Можно сделать вывод, что модель LSTM более пригодна для выявления ошибок в исполняемых файлах прошивок ТКО, так как при выявлении ошибок с идентификаторами CWE-101, CWE-151, CWE-23 она показывает по всем метрикам (точность, полнота, F1-Score) более высокие результаты, чем модель GRU.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИНТЕРПРЕТИРУЕМОСТИ МОДЕЛЕЙ LSTM&GRU ПРИ ПОМОЩИ МЕТОДА LIME

Результаты работы метода интерпретируемости LIME для модели GRU, представленные на рис. 5, показали, что функция *strcpy* (*str1*, *str2*) имела наивысший приоритет для принятия решения о классификации участка кода, как ошибка с идентификатором CWE 101. И действительно, если выделить недостаточно места в памяти под строку *str1*, то может произойти переполнение буфера в приложении. Однако модель сделала вывод, основываясь только на том факте, что функция *strcpy* уязвима, и не зафиксировала неправильное объявление *str1*. Это связано с упрощенной структурой GRU по сравнению с LSTM. В GRU отсутствует вектор «долгосрочной» памяти, что приводит к «забыванию» строк, находящихся на относительно большом расстоянии в коде программы.

Таким образом, модель GRU не может давать достоверную информацию по определению уязвимостей в исполняемых файлах ТКО, преобразованных в промежуточное LLVM IR представление.

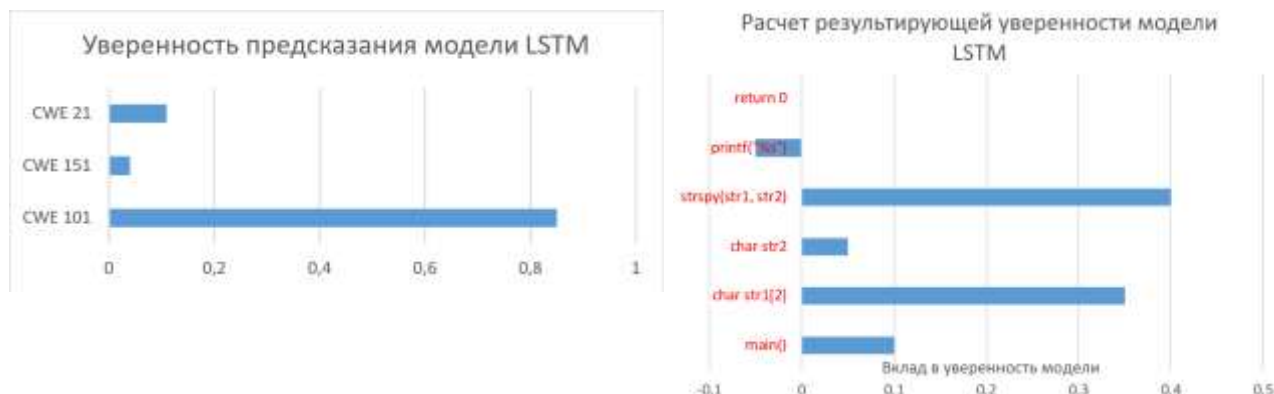


Код программы

```
int main {char str1[2]; char str2[] = "GeeksforGeeks"; strcpy(str1, str2); printf("Copied string is: %s\n", str1); return 0;}
```

Рис. 5. Результаты работы алгоритма LIME для модели GRU

На рис. 6 показан результат работы алгоритма LIME для модели LSTM. Видно, что теперь модель делает вывод о наличии уязвимости не только на основе уязвимости функции `strcpy`, но и учитывает недостаточный размер памяти, выделяемый под строку `str1`.



Код программы

```
int main {char str1[2]; char str2[] = "GeeksforGeeks"; strcpy(str1, str2); printf("Copied string is: %s\n", str1); return 0;}
```

Рис. 6. Результаты работы алгоритма LIME для модели LSTM

Таким образом, модель LSTM применима для решения задачи поиска уязвимостей в исполняемых файлах ТКО, преобразованных в промежуточное LLVM IR представление, а алгоритм интерпретируемости LIME дает достаточную информацию для определения уязвимой функции в коде приложения, на основе которой модель принимает решение.

Интерпретируемость модели LSTM&GRU при помощи метода SHAP

Результат работы метода интерпретируемости SHAP показал примерно такую же картину, как и метод LIME. Модель GRU принимала решение только по названию функции `strcpy`, а модель LSTM учитывала в контексте `strcpy` и неправильное объявление `str1`. Результаты работы SHAP показаны на рис. 7.

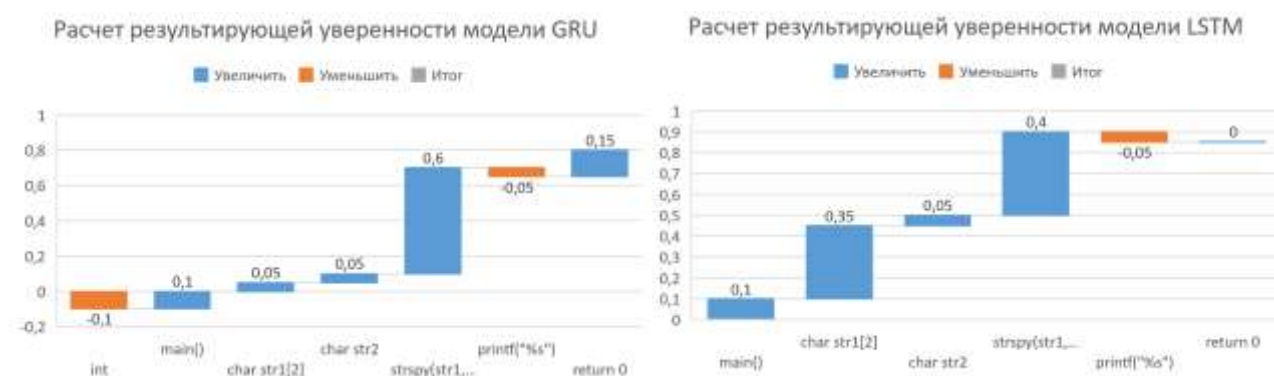


Рис. 7. Результаты работы алгоритма SHAP для модели GRU & LSTM

Таким образом, модель LSTM приемлема для решения задачи поиска уязвимостей в исполняемых файлах ТКО, а алгоритм интерпретируемости SHAP дает достаточную информацию для определения уязвимой функции в коде приложения, на основе которой модель принимает решение.

Применение алгоритмов интерпретируемости для модели BERT архитектуры Transformers

BERT (*Bidirectional Encoder Representations from Transformers*) – это модель обработки естественного языка (NLP).

BERT состоит из кодирующих (энкодер) и декодирующих (декодер) компонент, которые представляют собой тип архитектуры нейронной сети. Все энкодеры идентичны по структуре, хотя и имеют разные веса. Структура модели BERT представлена на рис. 8. Каждый энкодер в BERT состоит из двух подуровней:

- механизма самоконтроля;
- нейронной сети прямой связи.

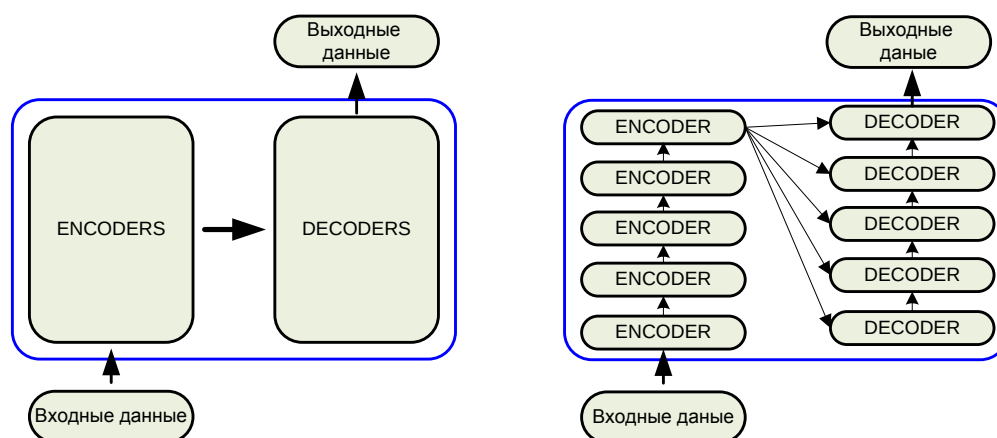


Рис. 8. Структура модели BERT

Механизм самоконтроля позволяет BERT взвешивать важность каждого слова в предложении на основе его связи с другими словами в предложении. Поэтому BERT может понимать контекст и значение слов в предложении или словосочетании, даже если у них есть несколько возможных интерпретаций.

Нейронная сеть прямой связи используется для применения нелинейных преобразований к выходным данным механизма самоконтроля, давая возможность BERT определять более сложные шаблоны и взаимосвязи между словами.

Существуют две модели BERT разных размеров:

- BERT BASE (базовая);
- BERT LARGE (расширенная).

У обеих моделей BERT существует большое количество слоев энкодера [«блоки Трансформера» (*Transformer Blocks*): 12 для базовой версии и 24 для расширенной]. Они также имеют более крупные слои сети прямого распространения (768 и 1024 скрытых нейронов) и больше «голов» внимания (*attention heads*) (12 и 16), чем в базовой конфигурации Трансформера (6 слоев энкодера, 512 скрытых нейронов, 8 нейронов внимания).

Первый входной токен поступает вместе со специальным токеном CLS. CLS в данном случае означает классификацию. При применении BERT используется классификатор – машинное обучение с учителем. В связи с этим для обучения такой модели необходим размеченный набор данных.

Точно так же, как и в обычном Transformers, BERT принимает на вход последовательность слов, которая затем продвигается вверх по стеку энкодеров. Каждый слой энкодера применяет внутреннее внимание (*self-attention*) и передает результаты в сеть прямого распространения, после чего направляет его следующему энкодеру. Схема работы модели BERT представлена на рис. 9.

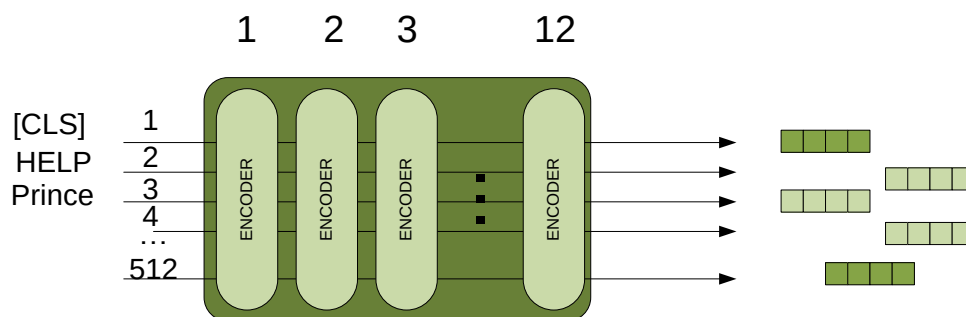


Рис. 9. Схема работы модели BERT

Таким образом, модели BERT могут учитывать полный контекст слова, просматривая слова, которые стоят перед ним и после него, что особенно полезно для понимания цели, стоящей за строкой кода исполняемых файлов.

Анализ результатов

В процессе обучения, определения функции потерь и точности определения ошибок кода исполняемых файлов ТКО использовались три способа векторизации: *word embeddings*, *token type embeddings* и *position embeddings*.

Token type – стандартный слой для преобразования входных данных на основе типа токена.

Position – основан на позиции токена в последовательности. BERT использует абсолютные позиционные эмбединги, где каждая позиция в последовательности отображается в вектор.

Segment type – преобразовывает вектор на основе того, принадлежит ли токен к тому или иному текстовому сегменту входных данных.

Эти три вида эмбединга являются способами представления слов и их порядка в коде исполняемых файлов.

В ходе проведения исследования рассматривались определенные токены (str1, str2, strcpu) и распределение атрибутов для каждого слоя токена в начальной и конечной позициях. На приведенной ниже прямоугольной диаграмме (рис. 10) наблюдается наличие выбросов, особенно в первых слоях. При прогнозировании начального положения можно увидеть уменьшение межквартильного диапазона по мере углубления в слой. Это, в свою очередь, позволяет сравнить шаблоны распределения атрибутов на нескольких слоях.

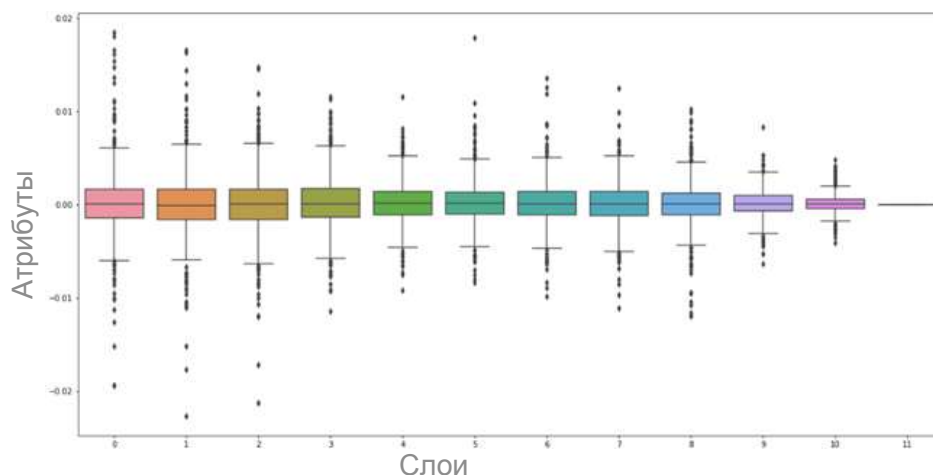


Рис. 10. Распределение атрибутов для каждого слоя токена

Также для представления атрибутов в виде функции плотности вероятности и вычисления ее энтропии возможно использовать результаты оценки меры неопределенности атрибутов в каждом слое. Для этого применим вычисление с помощью гистограммы.

Из графика, представленного на рис. 11, видно, что распределение принимает колоколообразную форму с различными средними значениями и отклонениями. Наблюдаем, что энтропия не претерпевает значительных изменений от слоя к слою, однако в общем случае энтропия дает представление о характеристиках распределения атрибутов в каждом слое и может быть полезна, особенно при сравнении ее с несколькими токенами.

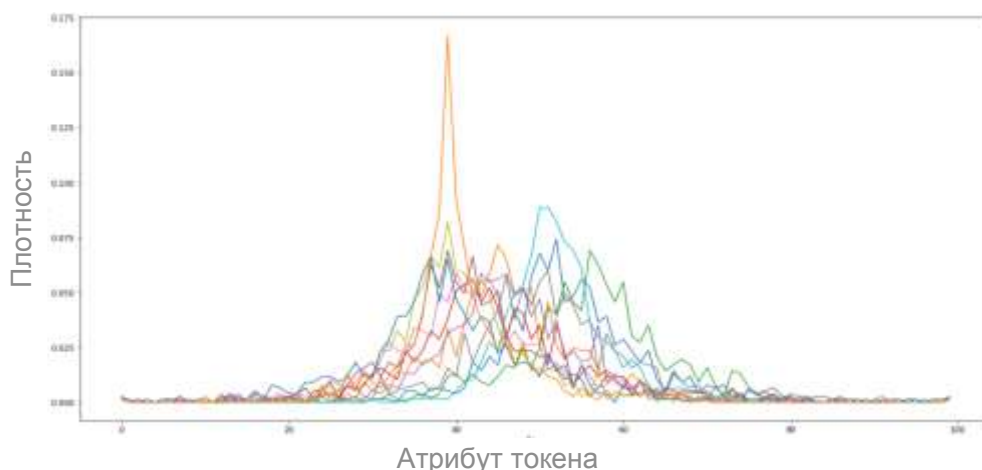


Рис. 11. Плотность распределения вероятности атрибутов для каждого слоя

Таким образом, на основе полученных результатов определили функцию потерь и точность определения ошибок кода исполняемых файлов (рис. 12). Анализ результативности модели по первым трем идентификаторам ошибок (CWE) приведен в табл. 4.

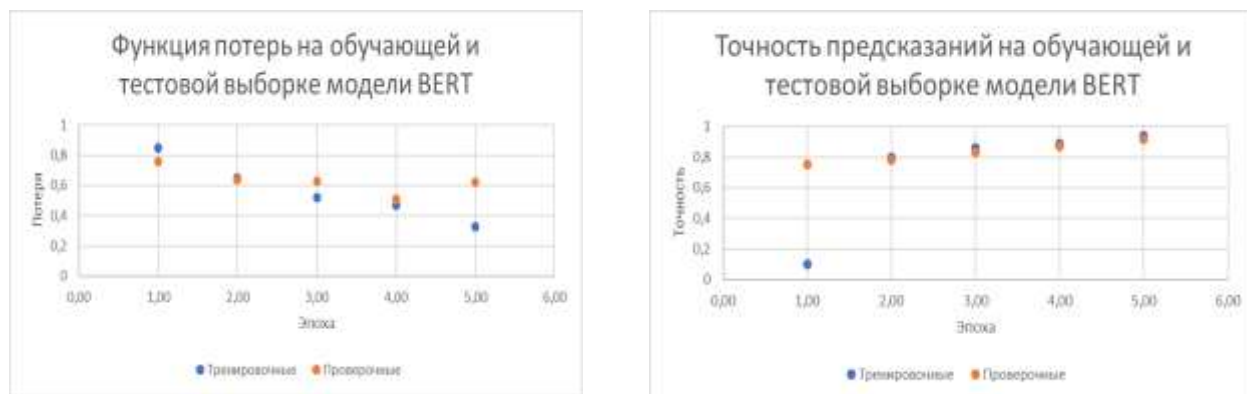


Рис. 12. Качество обучения модели BERT

Таблица 4

Анализ метрик оценивания модели BERT

Идентификатор CWE	Модель	Точность	Recall метрика	F1 метрика
101	BERT	0.90	0.90	0.90
151	BERT	0.72	0.75	0.75
21	BERT	0.68	0.72	0.72

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования было установлено, что модели LSTM и BETR, продемонстрировали наилучшие результаты по точности и полноте при обнаружении ошибок в исполняемых файлах прошивок. Эти модели способны выявлять сложные паттерны, что критично для анализа исполняемых файлов.

Использование методов интерпретации, таких как SHAP (*SHapley Additive exPlanations*) и LIME (*Local Interpretable Model-agnostic Explanations*), показало свою полезность в понимании работы моделей. Эти методы позволили не только объяснить, какие признаки влияют на принятие решений моделью, но и выявить потенциальные ошибки в коде.

Результаты исследования подчеркивают важность интеграции машинного обучения в процессы тестирования и верификации исполняемых файлов прошивок телекоммуникационных устройств. Автоматизация обнаружения ошибок с помощью методов машинного обучения может существенно сократить время на тестирование и повысить надежность конечного продукта.

Проведенный анализ показал, что из рассмотренных в статье архитектур машинного обучения наиболее лучший результат для решения задачи поиска ошибок в исполняемых файлах прошивок ТКО дали BERT и LSTM, а для решения задачи выявления ошибок в коде наиболее лучшие результаты показали методы интерпретации LIME и SHAP.

В дальнейшем стоит рассмотреть возможность применения глубокого обучения для анализа более сложных структур данных, а также исследовать возможность создания гибридных моделей, которые объединяют различные подходы, для повышения точности и интерпретируемости.

Список использованных источников

1. Бирюков Д. Н., Лебедев С. Л., Руссу В. Ю. Выбор способа представления функций исполняемого кода программ для формирования обучающей выборки // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 690. – С. 102–111.
2. Бирюков Д. Н., Лебедев С. Л., Руссу В. Ю. Подход к автоматизации поиска уязвимостей в прошивках телекоммуникационных устройств // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 688. – С. 54–59.
3. Eliezer Y. Interpretability techniques: state of the art // Thoughtworks and The New Stack. – February, 2022. – P. 10–17.
4. Естественные и формальные языки. – URL: <https://www.yaklass.ru/p/informatika/python-uglublyonnyj-uroven/modul-i-7263572/pervonachalnye-svedeniia-o-iazyke-programmirovaniia-python-7232466/re-ea75d65a-280a-4593-8d5a-8a98329c6aee> (дата обращения: 03.10.2024).
5. LIME: Statistical learning for local interpretations of deep neural networks using global priors / L. Xuhong [et al.] // SinceDirect. – February, 2023. – P. 22–24. – DOI: 2022.103.823.
6. Rainfuzz: Reinforcement-learning driven heat-maps for boosting coverage-guided fuzzing / L. Binosi [et al.] // Proceedings of the 12th International Conference on Pattern Recognition Applications and Methods. ICPRAM 2023. Lisbon, Portugal, February 22–24, 2023. – URL: <http://dx.doi.org/10.5220/0011625300003411> (дата обращения: 03.10.2024).
7. Bottinger K., Godefroid P., Singh R. Deep reinforcement fuzzing // 2018 IEEE Security and Privacy Workshops // SPW, IEEE Computer Society. – Los Alamitos, CA, USA. – P. 116–122. – URL: <http://dx.doi.org/10.1109/SPW.2018.00026> (дата обращения: 03.10.2024).
8. DongTing: A large-scale dataset for anomaly detection of the linux kernel / G. Duan [et al.] // System Software. – 2023. – URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jss.2023.111745> (дата обращения: 03.10.2024).

9. DRLFCfuzzer: fuzzing with deep-reinforcement-learning under format constraints / K. Gong [et al.] // 2nd International Conference on Electronic Information Engineering and Computer Technology. – 2022. – P. 374–380. – URL: <http://dx.doi.org/10.1109/EIECT58010.2022.00080> (дата обращения: 03.10.2024).
10. Syzballer: Kernel fuzzing based on basic block weight and multi-armed bandit / Z. Huang [et al.] // IEEE 8th International Conference on Computer and Communications. – 2022. – P. 2364–2369. – URL: <http://dx.doi.org/10.1109/ICCC56324.2022.10065711> (дата обращения: 03.10.2024).
11. CRADLE: Cross-backend validation to detect and localize bugs in deep learning libraries / H.V. Pham [et al.] // IEEE/ACM 41st International Conference on Software Engineering. – 2019. – P. 1027–1038. – URL: <http://dx.doi.org/10.1109/ICSE.2019.00107> (дата обращения: 03.10.2024).
12. Katherine J., Susan R. G. Constructing explanatory models from text-based information: Why instructional tools help. – DOI: 10.1207/s15327809jls1502_1.
13. Yuzhang L., Tao X., Chunlu W. IRaDT: LLVM IR as Target for Efficient Neural Decompilation // World Scientific. – 2024. – P. 34. – DOI: 10.1142/S0218194024500463.
14. Divya K., Siddhartha B.S. An Interpretation of Lemmatization and Stemming in Natural Language Processing // Journal of University of Shanghai for Science and Technology. – 2021. – № 22 (10). – P. 350–357.

А. С. Дудкин,
кандидат технических наук, доцент;
Р. И. Компаниец;
Г. Д. Яроцкий

КОНТРОЛЬ ИСПОЛНЕНИЯ LINUX-ПРОЦЕССОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИНАМИЧЕСКОЙ КОНТЕЙНЕРИЗАЦИИ

Рассмотрены встроенные средства ядра *Linux*: *Namespaces*, *Seccomp-BPF*, *Cgroups*, *Linux capabilities*. Описаны возможности, которые они предоставляют для контейнеризации процессов, для предотвращения «побега» из контейнера, для ограничения системных вызовов и возможностей, доступных изолированному процессу. Представлен подход к встраиванию уже запущенного процесса в изолированную среду, позволяющий обеспечить безопасность системы, даже в случае заражения процесса.

Ключевые слова: процесс, контейнер, *Linux Namespaces*, *Seccomp-BPF*, *Cgroups*, *Linux capabilities*.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, в информационную эпоху, трудно представить процесс разработки, тестирования и выпуска программных продуктов без использования средств виртуализации и контейнеризации. Разработчики используют *Docker* [1] для создания продуктов, которые легко и быстро могут быть перенесены и запущены у заказчика. Кроме того, такие продукты масштабируются, автоматически разворачиваются, позволяют управлять ресурсами и поддерживают микросервисную архитектуру. Специалисты по компьютерной безопасности используют специализированные «песочницы» для анализа потенциально опасного кода, тестирования приложений, исследований, которые могут повредить основную систему.

Все имеющиеся сейчас решения по виртуализации и изоляции процессов предназначены для предварительной настройки системы и последующего запуска отдельной программы уже в ней. Другими словами, на сегодняшний день сред, поддерживающих контейнеризацию запущенного процесса без его прерывания, не существует. Авторами разработан подход к созданию изолированной среды для запущенных процессов *Linux* без их прерывания. Благодаря этому исследователи вирусов могут «гибко» настраивать сценарий и в любой момент изолировать процесс от системы, что значительно упрощает анализ и нейтрализацию угроз, а программисты могут тестировать программное обеспечение, способное нанести угрозу системе, запуская его в обычном режиме и при необходимости перенося его в изолированную среду. Специалисты по безопасности могут использовать данное решение для анализа потенциально опасного программного обеспечения, а автоматические системы реагирования могут предъявлять более строгие требования к проверяемому программному обеспечению, поскольку ложноположительные срабатывания не повлияют на выполнение полезной нагрузки приложениями, при этом остается возможность вернуть процесс в систему после проверки и устранения проблем в нем.

МЕХАНИЗМЫ ИЗОЛЯЦИИ, УПРАВЛЕНИЯ ДОСТУПОМ И ВИДИМОСТЬЮ В ОС LINUX

В качестве основы для реализации предлагаемого подхода принято решение использовать встроенные средства *Linux*, ввиду их обширных возможностей выполнения необходимых действий по контейнеризации. Данные инструменты имеют открытый исходный код, предоставляются в составе современного ядра *Linux*, а также прошли проверку по безопасности, находясь в основе таких крупных решений, как *Docker* и *Kubernetes*.

Linux Namespaces [2] – встроенный механизм ядра *Linux* начиная с версии 2.6.23. Он представляет собой легковесную виртуализацию, при которой все процессы, запущенные в ней, выполняются, как и в реальной хостовой системе. Также доступны пространства имен и функции API для быстрого управления их возможностями (рис. 1).

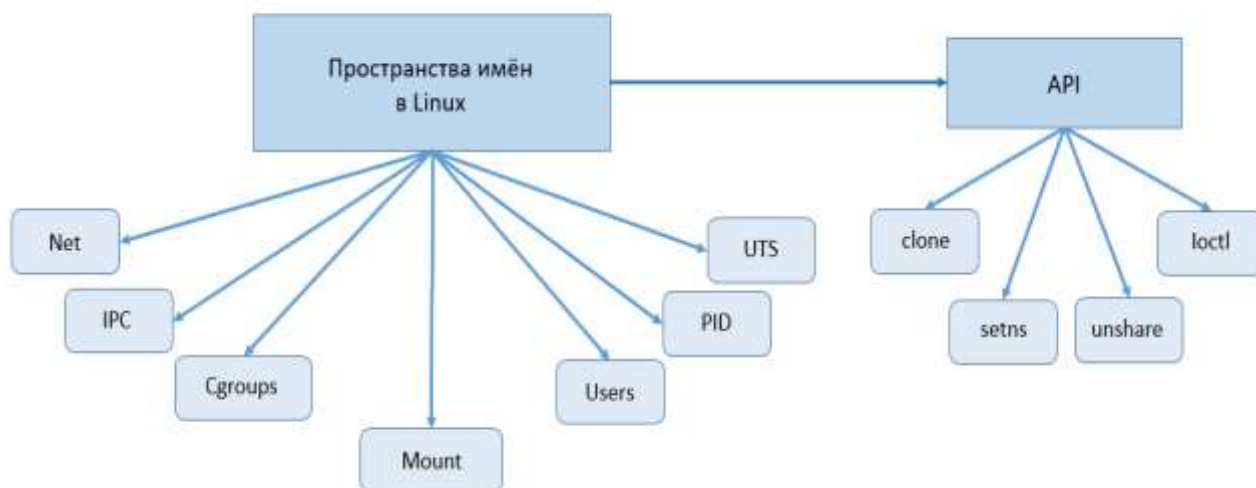


Рис. 1. *Linux Namespaces* и основные API для управления

Рассмотрим типы пространства имен:

- *Net Namespaces* ограничивает видимость процесса внутри сети и позволяет процессу располагать собственной частью сетевого стека хоста (набором сетевых интерфейсов, хуков *Netfilter* и правилами маршрутизации). При этом для самого процесса это выглядит так, как будто он запущен на отдельном устройстве и ограничен от основного стека хоста;
- *IPC Namespaces* имеет свой набор идентификаторов *System V IPC* и свою файловую систему для очереди сообщений *POSIX*. Объекты, созданные в пространстве имен *IPC*, видимы всем другим процессам, которые являются членами этого пространства имен, и не видимы процессам из других пространств имен *IPC*;
- *Cgroup Namespaces* позволяет управлять ресурсами системы: Центральным процессором (ЦП), памятью, пропускной способностью сети и вводом-выводом в иерархически упорядоченных группах процессов. Ограничивает доступ одной группы к ресурсам, занятым другой. Использование ресурсов группой отслеживается и измеряется;
- *Mount Namespaces* предоставляет новый набор точек монтирования файловой системы вместо тех, что он получает по умолчанию. Информация о том, какие *mount Namespaces* использует процессом, содержится в файле *mountinfo*. Отформатированную информацию об этом предоставляет системная команда *findmnt*. Для создания нового *mount namespace* используется системный вызов *clone()* с флагом *CLONE_NEWNS*. Процессы из одного *mount namespace* имеют общую файловую систему и не видят файлы, принадлежащие другим группам;
- *PID Namespaces* обеспечивает при загрузке в *Linux* запуск процесса с идентификационным номером (PID) один. Являясь корневым, он запускает остальные процессы и службы. *PID Namespaces* позволяет создать в иерархии процессов новый корневой процесс, который становится частью основного дерева процессов и порождает новое. В нем процессам недоступна информация об основном дереве, как будто их родительский процесс был процессом запуска системы.

В то же время процессам в основном дереве доступны все процессы дочернего дерева, что наглядно представлено на рис. 2.



Рис. 2. Дерево процессов Linux с порожденным новым деревом из процесса 8

Users Namespaces изолируют ID пользователей и группы, корневой каталог, идентификаторы и атрибуты, связанные с безопасностью, ключи и *Linux capabilities*, к которым мы вернемся позже. Идентификаторы пользователя и группы процесса могут отличаться внутри и вне пространства имен пользователей. Процесс может иметь непривилегированное ID пользователя вне пространства имен пользователей, в то же время иметь ID root внутри пространства, т. е. процесс имеет полные привилегии для операций внутри пространства имен. Пользовательские пространства имен могут быть вложенными, другими словами, каждое, за исключением первого («корневого»), имеет «родителя» и может иметь ноль или более дочерних пространств имен.

Процесс, созданный через вызов `fork(2)` или `clone(2)` без флага `CLONE_NEWUSER`, является членом того же пространства имен пользователя, что и его родитель. Один потоковый процесс может присоединиться к другому пространству имен пользователя с помощью `setns(2)`, если для него задан флаг `CAP_SYS_ADMIN`, при этом он получает полный набор привилегий. Вызов `clone(2)` либо `unshare(2)` с флагом `CLONE_NEWUSER` делает новый дочерний процесс [для `clone(2)`] или вызывающий процесс [для `unshare(2)`] членом нового пространства имен пользователя, созданного этим вызовом [3].

UTS Namespaces позволяет устанавливать доменные имена хостов без влияния на остальную систему. Таким образом, процессы в разных UTS-пространствах имен могут иметь разные доменные имена и имена хостов.

Далее рассмотрим еще одно встроенное средство Linux – *Seccomp-BPF* [4], предназначенное для того, чтобы с помощью специального фильтра ограничить системные вызовы, которые может использовать процесс. Общепринятые подходы к обеспечению безопасности контейнерных сред нацелены на защиту хостовой машины и других контейнеров, запущенных на ней. Фильтрация системных вызовов позволит уменьшить поверхность атаки и среагировать на попытку злоумышленника выполнить запрещенный системный вызов. При определенных конфигурациях контейнеров эксплойт приложения по итогу может привести к компрометации хоста, на котором запущен контейнер, в худшем случае злоумышленник

сможет осуществить побег из контейнера и атаковать хостовую систему. Перечислим преимущества использования фильтра *Seccomp-BPF*:

- динамическое ограничение доступа к системным вызовам;
- возможность создания сложных правил фильтрации;
- независимость от конкретной реализации ядра и контейнерной среды;
- эффективное использование ресурсов системы.

Для установки фильтра *Seccomp-BPF* для программы необходимо использовать функцию

prctl(PR_SET_SECCOMP, SECCOMP_MODE_FILTER, prog),

где аргумент *prog* – это указатель на структуру *sock_fprog*, которая будет содержать программу фильтрации. Если программа недействительна, вызов вернет -1 и установит *errno* в *EINVAL*. Если *fork/clone* и *execve* разрешены в *@prog*, то все дочерние процессы будут ограничены теми же фильтрами и ABI системных вызовов, что и родительский процесс [5].

Перейдем к следующему встроенному средству *Linux* – *Cgroups* [6], предназначенному для дополнительной настройки доступа процесса к ресурсам, а также для отслеживания тех ресурсов, к которым он пытался обратиться. Это позволит «гибко» собирать и анализировать опасные для системы действия и вредоносную активность. Механизм *Cgroups* позволяет заранее создать несколько сценариев разрешений на получение доступа и настраивать их в нашем инструменте при его использовании. Он состоит из двух составных частей: ядра (*cgroup core*) и так называемых подсистем.

В ядре версии 4.4.0.21 таких подсистем 12:

- blkio* – устанавливает лимиты на чтение и запись с блочных устройств;
- cpuacct* – генерирует отчеты об использовании ресурсов процессора;
- cpu* – обеспечивает доступ процессов в рамках контрольной группы к CPU;
- cpuset* – распределяет задачи в рамках контрольной группы между процессорными ядрами;
- devices* – разрешает или блокирует доступ к устройствам;
- freezer* – приостанавливает и возобновляет выполнение задач в рамках контрольной группы;
- hugetlb* – активирует поддержку больших страниц памяти для контрольных групп;
- memory* – управляет выделением памяти для групп процессов;
- net_cls* – помечает сетевые пакеты специальным тегом, что позволяет идентифицировать пакеты, порождаемые определенной задачей в рамках контрольной группы;
- net_prio* – используется для динамической установки приоритетов по трафику;
- pids* – используется для ограничения количества процессов в рамках контрольной группы;
- perf_event* – позволяет *perf* выполнять слежение за набором процессов в группе.

В то время как *Namespaces* ограничивает то, какие части системы может видеть процесс из контейнерной среды, *Cgroups* ограничивает объем ресурсов, который выделен и может быть доступен (рис. 3).

Вместе с тем авторами предложенного подхода рассматриваются и *Linux capabilities* [7] для гибкого изменения привилегий во время выполнения процесса, контроля наследования прав у дочерних процессов. Изменяя *capabilities*, мы можем ограничить количество предоставляемых возможностей, минимизировав потенциальные уязвимости в контейнере, а также предоставлять программам, требующим права *root*, ограниченные права суперпользователя, не передавая их все. Известно, что *Linux capabilities* разделяет монолитную привилегию *root* на сорок одну привилегию, которые могут быть предоставлены процессам или файлам по отдельности.

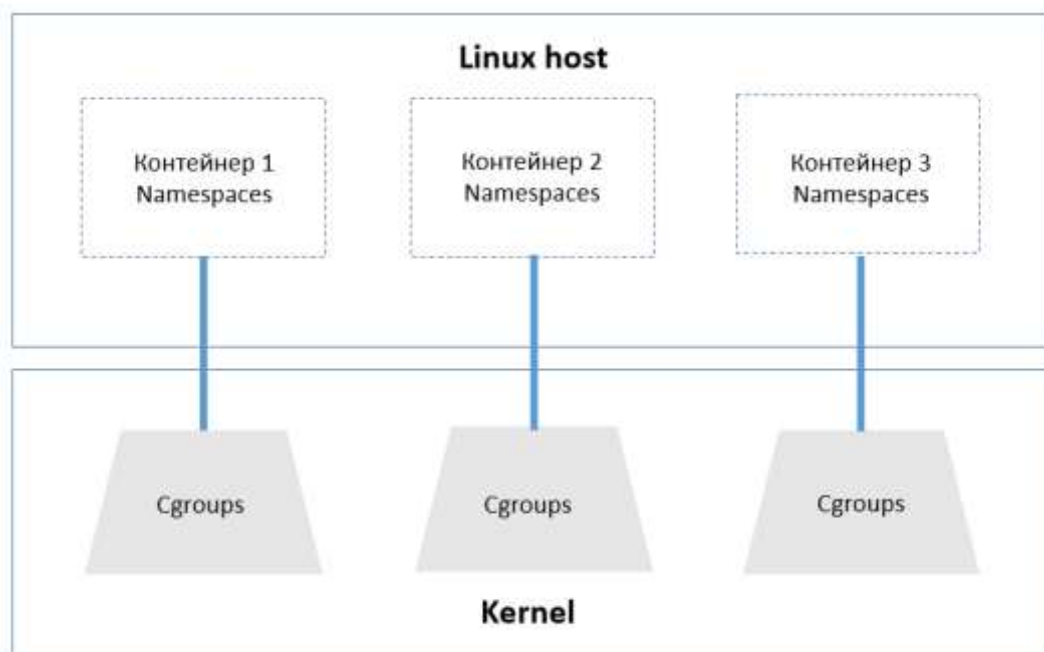


Рис. 3. Связь между Cgroups и Namespaces в организации работы контейнера

Ниже представлены некоторые из привилегий, которые следует проверять и контролировать, чтобы отследить попытку эскалации привилегий у запущенной в контейнере программы.

1. CAP_CHOWN – позволяет изменять владельца файлов и директорий.
2. CAP_DAC_OVERRIDE – игнорирует права доступа к файлам и директориям.
3. CAP_DAC_READ_SEARCH – читает содержимое директорий и файлов, даже если нет соответствующих прав доступа.
4. CAP_FOWNER – позволяет давать права на выполнение операций, обычно требующих указать владельца файла.
5. CAP_FSETID – позволяет устанавливать bit SUID для новых файлов.
6. CAP_KILL – позволяет удалять процессы других пользователей.
7. CAP_LEVY – вызывает сигналы процессам других пользователей.
8. CAP_NET_BIND_SERVICE – позволяет подключаться к сетевым портам.
9. CAP_NET_ADMIN – позволяет изменять сетевые параметры и маршрутизацию.
10. CAP_NET_RAW – позволяет использовать сокеты RAW и DGRAM в сетевых интерфейсах.
11. CAP_SETUID – позволяет устанавливать UID процесса при запуске.
12. CAP_SYS_ADMIN – объединяет множество системных возможностей.
13. CAP_SYS_BOOT – запускает систему из режима восстановления;
14. CAP_SYS_CHROOT – изменяет корневую директорию процесса.
15. CAP_SYS_PTRACE – читает процессорные инструкции других процессов.
16. CAP_SYSLOG – позволяет записывать в /dev/log.

ПОДХОД К ДОБАВЛЕНИЮ ЗАПУЩЕННОГО ПРОЦЕССА LINUX В ИЗОЛИРОВАННУЮ СРЕДУ БЕЗОПАСНОГО ИСПОЛНЕНИЯ КОМПЬЮТЕРНЫХ ПРОГРАММ

Обозначив все инструменты, необходимые для настройки «песочницы», рассмотрим шаги добавления в нее процесса, не прерывая его выполнения.

Шаг 1. Создается новое пространство имен с отдельным деревом процессов, при необходимости задаются псевдоправа суперпользователя, монтируется минимальный образ файловой системы *Linux* для нового пользователя (*nobody*), созданного в пространстве имен. Ему недоступны файлы настоящей файловой системы, он имеет свои дерево процессов, сеть, ресурсы системы и не знает ничего о соответствующих частях хостовой системы.

```
wget      http://dl-cdn.alpinelinux.org/alpine/v3.10/releases/x86_64/alpine-minirootfs-3.10.1-
x86_64.tar.gz
mkdir rootfs
tar -xzf alpine-minirootfs-3.10.1-x86_64.tar.gz -C rootfs
sudo unshare --pid --fork --map-root-user -Uu bash
chroot ./rootfs /bin/ash
```

Шаг 2. Из хостовой системы производится копирование процесса в директорию */proc* «песочницы». Проверяются зависимости процесса, и переносятся соответствующие файлы с ресурсами и библиотеками в изолированную среду. Используя возможности, предоставляемые библиотекой *linux/proc_fs.h* [8], осуществляется «копирование процесса в новое пространство имен» путем редактирования файлов в *proc/{id}*, причем таким образом, если бы они были созданы в изолированном пространстве имен. Изменяется PID, при этом символические ссылки – */root*, *./cwd*, *./exe*.

```
void copyToSandbox(int pid) {
    std::string sandboxDir = "/proc/" + std::to_string(pid) + "/";
    std::string newSandboxDir = "/proc/self/";
    copyDirectory(sandboxDir.c_str(), newSandboxDir.c_str());

    // Обновляем символические ссылки
    std::string rootLink = newSandboxDir + "root";
    std::remove(rootLink.c_str());
    symlink("/proc/self/root", rootLink.c_str());

    std::string cwdLink = newSandboxDir + "cwd";
    std::remove(cwdLink.c_str());
    symlink("/proc/self/cwd", cwdLink.c_str());

    std::string exeLink = newSandboxDir + "exe";
    std::remove(exeLink.c_str());
    symlink("/proc/self/exe", exeLink.c_str());
}
```

Шаг 3. Производится ограничение к доступным системным вызовам в контейнере с помощью фильтра *Seccomp-BPF*. Стоит обратить внимание на необходимость тщательного подхода к набору ограничений для каждого создаваемого контейнера.

```
static const struct sock_filter syscall_filter[] = {
    //Здесь список фильтров установленный пользователем
};
//Функция для установки фильтра
unsigned int setup_seccomp_filter(unsigned int action)
{
    struct sock_fprog prog;
    prog.filter = syscall_filter;
    prog.len = sizeof(prog.filter) / sizeof(struct sock_filter);
    return prctl(action, &prog, sizeof(prog), NULL, 0);
}
```

Шаг 4. Запрещается получение прав суперпользователя процессу и всем его дочерним процессам с помощью `PR_SET_NO_NEW_PRIVS` в настройках `Seccomp-BPF`.

// Функция для установки Seccomp-BPF фильтра

```
bool setupSeccompFilter() {  
    static const struct sock_filter filter[] = {  
        /* Пример фильтра для syscalls */  
        BPF_STMT(BPF_LD+BPF_W+0, 0),  
        BPF_STMT(BPF_LD+BPF_B+16, 0),  
        BPF_STMT(BPF_JMP+BPF_JGE, 0),  
        BPF_STMT(BPF_RET+BPF_K, SECCOMP_RET_ALLOW),  
        BPF_STMT(BPF_LD+BPF_W+24, 0),  
        BPF_STMT(BPF_LD+BPF_B+16, 0),  
        BPF_STMT(BPF_JMP+BPF_JGE, 0),  
        BPF_STMT(BPF_RET+BPF_K, SECCOMP_RET_ALLOW),  
    };
```

Шаг 5. Опционально настраивается сетевой доступ для изолированного процесса. Изначально в изолированной системе доступен только интерфейс *loopback*. С целью добавления других интерфейсов, например *veth*, для подключения к хостовой машине, или интерфейсов для выхода в интернет необходимы дополнительные настройки. Добавление их в изолированную среду по умолчанию может быть небезопасным.

Шаг 6. Отслеживается *Capabilities* запущенного процесса, которому изначально даны возможности, не позволяющие повысить привилегии и выйти из «песочницы», так как изменение привилегий приведет к попытке покинуть изолированную среду.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В современной технической среде злоумышленники придумывают новые методы внедрения в систему и закрепления в ней, похищения «чувствительных» данных. Вследствие наличия угроз безопасности появилась острая необходимость повысить требования к защите программных решений и данных. Большая часть сервисных решений реализуется в контейнерной среде, однако отсутствуют программные реализации для добавления в изолированную среду запущенного процесса *Linux*.

В ходе работы показаны основные инструменты построения контейнерных сред в *Linux*, описаны их возможности и способ применения. Рассмотрены концепции повышения безопасности контейнерных сред. Разработан подход, позволяющий поместить процессы в изолированную среду, не прерывая их выполнение. Полученные результаты могут найти свое применение в реализации отечественного инструмента для повышения безопасности решений, работающих в операционной системе *Linux*.

Список использованных источников

1. Документация по Docker. – URL: <https://docs.docker.com/> (дата обращения: 01.10.2024).
2. Linux Namespaces. – URL: <https://man7.org/linux/man-pages/man7/namespaces.7.html> – (дата обращения: 06.09.2024).
3. Ubuntu manuals. 2019 Canonical Ltd. Ubuntu and Canonical are registered trademarks of Canonical Ltd. – URL: https://manpages.ubuntu.com/manpages/focal/man7/user_namespaces.7.html (дата обращения 15.11.2024).
4. Защита контейнеров с помощью фильтров Seccomp. – URL: <https://habr.com/ru/companies/ruvds/articles/689184/> (дата обращения: 10.09.2024).

5. Linux Kernel Documentation. – URL: https://www.kernel.org/doc/html/next/_sources/userspace-api/seccomp_filter.rst.txt (дата обращения: 15.11.2024).
6. Linux Kernel Documentation. – URL: <https://www.kernel.org/doc/Documentation/cgroup-v1/cgroups.txt> (дата обращения: 16.09.2024).
7. В двух словах о привилегиях Linux (capabilities). – URL: <https://habr.com/ru/companies/otus/articles/471802/> (дата обращения: 20.09.2024).
8. Linux Kernel Procfs. Guide Erik (J.A.K.) Mouw Delft University of Technology Faculty of Information Technology and Systems. – URL: <https://buffer.antifork.org/linux/procfs-guide.pdf> (дата обращения: 16.11.2024).

Е. В. Егоров;
М. В. Соловьева

МЕТОД ПОЛНОЙ РАНДОМИЗАЦИИ ИНСТРУКЦИЙ В ИСПОЛНЯЕМЫХ ФАЙЛАХ LINUX-СИСТЕМ

Проведено исследование технологии «рандомизация размещения адресного пространства», известной как ASLR (Address Space Layout Randomization), которая применяется в операционных системах (ОС) для затруднения использования множества видов уязвимостей. Выявлены ее недостатки и описаны атаки, использующие такие уязвимости, в частности, когда нарушители выполняют переполнение буфера, рассчитывают адреса возвратов функций и внедряют произвольный код, обходя защиту случайной адресации. Также рассмотрены существующие альтернативы рандомизации, в частности, рандомизация постраничная, рандомизация во время выполнения, рандомизация кода при загрузке и др. В данной статье предлагается метод полной рандомизации адресного пространства программы, включающий дополнительные меры безопасности, такие как рандомизация секций и функций файла по всему адресному пространству и изменение адресов инструкций при каждом запуске программы. Разработанный метод направлен на повышение уровня защиты программного обеспечения (ПО), минимизацию рисков эксплуатации уязвимостей и повышение общей безопасности систем на базе *Linux*.

Ключевые слова: *Linux*, ASLR, рандомизация инструкций, адресное пространство, ROP.

ВВЕДЕНИЕ

В наше время интерес к операционным системам, базирующимся на *Linux*, заметно увеличивается. Это связано с желанием повысить безопасность данных и сократить расходы на лицензирование зарубежного программного обеспечения. Согласно онлайн-сервису *Statcounter Global Stats*, в начале 2024 года фиксируется рост популярности *Linux* – с 0,64% до 4,04% [1]. Эти цифры свидетельствуют о значительном успехе. Всё больше «домашних» пользователей и предприятий предпочитают персональные компьютеры на базе *Linux*. Однако с ростом популярности эти системы стали привлекать внимание нарушителей, которые занимаются поиском новых уязвимостей и разработкой вредоносного ПО.

Ранее специалисты по безопасности считали *Linux* системами в целом безопасными вследствие ограниченного количества вредоносного ПО. Зачастую это приводило к игнорированию угроз, связанных с указанными операционными системами. Однако ОС с открытым исходным кодом стали объектом интереса для нарушителей, так как их уровень защиты оказался недостаточным для сдерживания новых угроз. Развитие антивирусных средств для *Linux*-подобных операционных систем началось позднее, чем для *Windows*, но их использование становится все более важным, особенно в корпоративной среде, где защита данных приоритетна.

Однако антивирусные программы не способны полностью защитить систему и гарантировать полную защиту от всех угроз. Поэтому не менее важно, чтобы наряду с антивирусами применялись и другие защитные механизмы. Одним из таких механизмов является технология рандомизации адресного пространства (ASLR). Она играет значительную роль в защите систем, предотвращая атаки, связанные с эксплуатацией участков памяти. Вместе с тем ее эффективность снижается из-за очень низкой энтропии, константных смещений и легкой раскрываемости адресов. Нарушители находят все более изощренные методы для доступа к данным в адресном пространстве процесса программы.

В статье рассматривается исследование надежности технологии ASLR, выявляются ее недостатки, а также предлагается улучшенный метод, направленный на полную рандомизацию не только базовых структур данных, таких как стек, куча, секция кода и библиотеки, но и самих инструкций программы. Такой подход позволяет значительно повысить уровень защиты и минимизировать возможные негативные последствия действий нарушителей уже на этапе

проектирования, а также предотвратить потенциальные угрозы и обеспечить целостность и надежность работы системы.

ИССЛЕДОВАНИЕ И ВЫЯВЛЕНИЕ НЕДОСТАТКОВ ТЕХНОЛОГИИ ASLR

Атаки на основе точных адресов инструкций представляют значительную угрозу, поскольку нарушители могут использовать эту информацию для достижения вредоносных целей. Они модифицируют адреса инструкций в кодовой секции программы, внедряя свой код или изменяя поток выполнения на другие участки вредоносного ПО. Создание собственных секций или сегментов в исполняемом файле позволяет им обходить механизмы защиты и скрывать свои действия от обнаружения. Модификация указателей на данные и адресов в стеке и куче позволяет нарушителям осуществлять буферные переполнения и другие атаки на управление памятью, что может привести к нарушению работы программы или даже всей системы.

Представленные способы изменения структуры файла приводят к появлению различных методов атак на память устройства. Перечислим некоторые из них.

1. Переполнение буфера (*Buffer Overflow*) [2]. Атака перезаписывает соседние области памяти, включая адреса возврата в стеке, что позволяет выполнять произвольный код.
2. *Return-Oriented Programming* (ROP) атаки [3]. Используют существующие куски кода (*gadgets*), заканчивающиеся инструкцией возврата, чтобы выполнять произвольные команды.
3. Переполнение буфера в куче (*Heap-based Buffer Overflow*) [4]. Атака используется для перезаписи структур управления кучей и выполнения произвольного кода.
4. Атака на строку формата (*Format String Attack*). Использует уязвимости, связанные с неправильной обработкой строк формата, чтобы читать или писать в произвольные области памяти.
5. Использование после освобождения (*Use-After-Free*). Атака использует освобожденные, но не обнуленные указатели для выполнения произвольного кода.
6. Двойное освобождение (*Double-Free*). Атака использует уязвимости, когда память освобождается дважды, что может привести к перезаписи управляющих структур.
7. Целочисленное переполнение (*Integer Overflow*). Атака использует переполнение целочисленных значений для получения доступа к произвольным областям памяти.
8. JIT-Spraying атаки. Позволяют нарушителям заполнять память предсказуемыми паттернами. Если относительные адреса в памяти остаются неизменными, то возможно предсказать расположение JIT-генерированных инструкций и использовать их для выполнения вредоносного кода.

Для борьбы с перечисленными угрозами была разработана технология *Address Space Layout Randomization* (ASLR), которая заключается в случайном выборе базового адреса загруженного кода и данных в памяти [5]. Это практически делает невозможным для нарушителей предсказать точное расположение инструкций, усиливая защиту системы от эксплуатации известных уязвимостей. Огромное множество современных дистрибутивов *Linux* включает ASLR для защиты от атак на память.

В ходе исследования технологии ASLR в операционных системах *Linux* были тщательно изучены различные аспекты программного окружения, включая адаптированные процессы адресации и управления памятью. В процессе исследования осуществлялся анализ следующих компонентов программы:

- адреса стека, который используется для хранения локальных переменных и возвращаемых адресов функций;
- адреса исполняемого модуля, определяющего базовый адрес программы в виртуальной памяти;

- адресов кодового сегмента и сегмента данных, отвечающих соответственно за исполняемый код и данные, необходимые для работы программы;
- адресов блоков кучи, выделенных с помощью функций `malloc` и `mmap`, предоставляющих динамическую память во время выполнения программы;
- адреса статических переменных, функций и динамически загруженных библиотек, таких как `libc`.

Для того чтобы проверить эффективность ASLR, исполняемые файлы программ обычно компилируются с использованием специальных флагов компилятора. Эти флаги указывают компилятору на необходимость генерации кода без использования постоянных (фиксированных) адресов в памяти. Например, в языке программирования C/C++ для активации ASLR при компиляции можно использовать флаги «-fPIE» (*Position Independent Executable*) или «-fPIC» (*Position Independent Code*). Эти флаги указывают компилятору на то, что следует создавать исполняемые файлы с кодом, который может быть загружен в любое место в адресном пространстве процесса. В результате исполнимые файлы не будут содержать жестко заданных адресов функций или данных. Однако не во всех дистрибутивах *Linux* требуется явное указание этих флагов: на некоторых из них (например, на *Ubuntu*) поддержка ASLR автоматически активирована для всех собранных исполняемых файлов. Это позволяет программам автоматически использовать случайное распределение адресов в памяти при каждом их запуске, даже без указания специфических флагов компиляции.

Кроме того, необходимо убедиться в том, что сам механизм ASLR активирован в ОС. Для этого используются команды – «`sysctl -w kernel.randomize_va_space=0`» и «`sysctl -w kernel.randomize_va_space=2`» выключения и включения соответственно.

Для проверки эффективности технологии ASLR в 64-битных ОС было бы необходимо провести большое количество запусков программы, чтобы покрыть всю возможную вариацию адресов. Даже несмотря на то, что ASLR использует не все 64 бита для рандомизации, а только часть из них, выполнение такого анализа представляется чрезвычайно трудоемким и ресурсозатратным. Вместо этого для демонстрации проведено 1024 запуска программы. Указанный объем запусков не покрывает все возможные адреса, но предоставляет достаточную выборку для иллюстрации того, что ASLR эффективно предотвращает предсказуемость адресов памяти.

Результаты исследования показали, что все указанные виртуальные адреса оказались уникальными при различных запусках программы, что частично подтверждает эффективность работы ASLR (рис. 1).

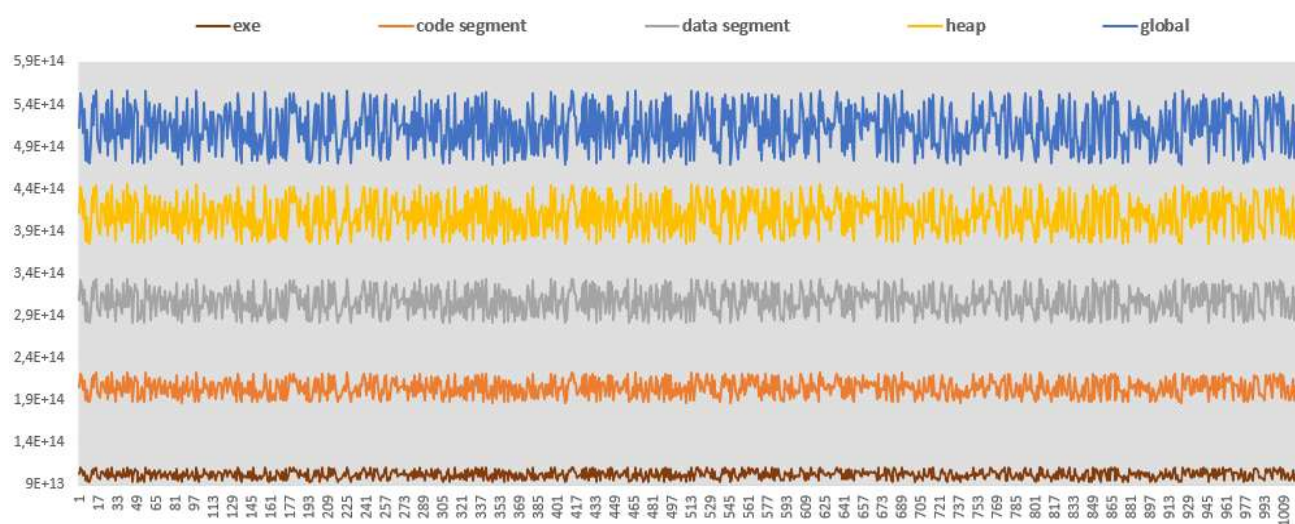


Рис. 1. Распределение адресов программы

Однако было обнаружено, что относительные смещения между различными сегментами памяти, функциями и переменными оставались постоянными (рис. 2). Это наблюдение подчеркивает, что ASLR изменяет начальные адреса модулей и библиотек, но оно не изменяет относительные расположения, что вносит потенциальные уязвимости в общую безопасность системы.



Рис. 2. Смещения между частями программы

Таким образом, несмотря на успешную рандомизацию базовых адресов, сохранение постоянных смещений между объектами в памяти оставляет открытыми возможности для нарушителей. Они могут использовать эти уязвимости для проведения различных атак, включая сложные техники эксплуатации, такие как *Return-Oriented Programming* (ROP), *JIT-Spraying*, дереференцирование указателей, атаки на кучу (Heap-based), а также эксплуатацию статических данных. Это требует дальнейшего совершенствования механизмов защиты памяти и адресации.

Для демонстрации неполноты эффективности технологии ASLR введем обозначения. В процессе исследования участвовали две секции *.text* и *.data*. Пусть S_i обозначает базовый адрес секции i . Тогда адрес функции f_k в секции *.text* можно записать как $f_k = S_{text} + \delta_{f_k}$, а адрес статической переменной c_m в секции *.data* – как $c_m = S_{data} + \delta_{c_m}$, где δ_{f_k} и δ_{c_m} – фиксированные смещения внутри своих секций. Технология ASLR меняет только базовые адреса секций S_i , но не изменяет внутренние смещения δ_{f_k} и δ_{c_m} , о чем свидетельствует график на рис. 2.

Выразим смещение Δ_{km} между функцией f_k и статической переменной c_m через базовые адреса секций и внутренние смещения:

$$\Delta_{km} = |f_k - c_m| = |(S_{text} + \delta_{f_k}) - (S_{data} + \delta_{c_m})| = |(S_{text} - S_{data}) + (\delta_{f_k} - \delta_{c_m})|. \quad (1)$$

Обозначим разницу между базовыми адресами секций кода и данных $|S_{text} - S_{data}|$ как ΔS . Тогда

$$\Delta_{km} = \Delta S + (\delta_{f_k} - \delta_{c_m}). \quad (2)$$

ASLR изменяет S_{text} и S_{data} . Пусть S'_{text} и S'_{data} – новые базовые адреса секций после рандомизации, а разница между новыми базовыми адресами секций составит

$$\Delta S' = |S'_{text} - S'_{data}|. \quad (3)$$

Новые адреса функции и статической переменной – $f'_k = S'_{text} + \delta_{f_k}$ и $c'_m = S'_{data} + \delta_{c_m}$ соответственно. Тогда смещение Δ'_{km} после рандомизации будет определено формулой

$$\Delta'_{km} = |f'_k - c'_m| = |(S'_{text} + \delta_{f_k}) - (S'_{data} + \delta_{c_m})| = |(S'_{text} - S'_{data}) + (\delta_{f_k} - \delta_{c_m})| = \Delta S' + (\delta_{f_k} - \delta_{c_m}) \quad (4)$$

Так как ASLR рандомизирует базовые адреса секций, но не изменяет внутренние смещения, то разница между базовыми адресами секций остается константой:

$$\Delta S' = \Delta S.$$

Таким образом, смещение между функцией и статической переменной остается неизменным:

$$\Delta'_{km} = \Delta_{km}.$$

Представленное математическое доказательство подтверждает, что при заданных условиях ASLR не влияет на относительные смещения между функциями и статическими переменными, даже с учетом меняющихся адресов секций.

МЕТОД ПОЛНОЙ РАНДОМИЗАЦИИ ИНСТРУКЦИЙ ПРОГРАММЫ

Недостатки технологии ASLR требуют дополнительных мер защиты, чтобы повысить устойчивость программ к атакам. Одним из таких методов может стать рандомизация не только базовых адресов, но и самого кода программы на уровне функций, а также данных в соответствующих секциях. Предлагается проводить рандомизацию порядка расположения функций, данных и других элементов исполняемого файла или библиотеки непосредственно перед запуском процесса, после загрузки всего необходимого кода и данных в адресное пространство. Это позволит избежать размещения функций и данных в заранее известных местах, что усложнит для нарушителей предсказание их адресов.

Важным аспектом является также рандомизация порядка загрузки динамических библиотек, это создаст дополнительную вариацию в размещении кода. Кроме того, необходимо рандомизировать размещение глобальных и статических данных, порядок инициализации статических объектов и порядок инструкций в независимых блоках кода. Такая рандомизация усложнит задачу нарушителя, так как они не смогут точно предсказать взаимные расположения функций и данных. Указанный многоуровневый подход к рандомизации позволяет каждому экземпляру программы иметь уникальное расположение функций, данных и других критически важных элементов в памяти. В результате это значительно повышает безопасность и затрудняет проведение атак, поскольку нарушителям становится сложнее анализировать и эксплуатировать уязвимости в системе.

Будет безопаснее, если процесс рандомизации будет происходить динамически, во время выполнения программы, и не требовать предварительного статического анализа. Однако в случае значительного успеха рандомизации перед запуском процесса такое поведение может быть излишне и трудозатратно.

Если применить дополнительную рандомизацию секций и инструкций внутри адресного пространства, δ'_{f_k} и δ'_{c_m} будут обозначать новые смещения функции и статической переменной внутри своих секций после перемешивания. Тогда формула (4) примет следующий вид:

$$\Delta'_{km} = |f'_k - c'_m| = |(S'_{text} + \delta'_{f_k}) - (S'_{data} + \delta'_{c_m})|. \quad (5)$$

Разница между новыми базовыми адресами секций $\Delta S'$ останется согласно формуле (3), а внутренние смещения δ'_{f_k} и δ'_{c_m} после перемешивания будут являться случайными. Тогда новое смещение можно записать следующим образом:

$$\Delta'_{km} = \Delta S' + (\delta'_{f_k} - \delta'_{c_m}). \quad (6)$$

Поскольку $\Delta S'$ и $\delta'_{f_k} - \delta'_{c_m}$ теперь всегда являются случайными величинами, то их сумма Δ'_{km} также будет всегда случайной.

При полной рандомизации как базовых адресов секций, так и внутренних участков секций все смещения между функциями и константными переменными становятся случайными и непредсказуемыми. Для доказательства этого приведем расчет энтропии и вероятность брутфорс-атак до и после введения полной рандомизации.

Для случайной переменной X с N возможными состояниями и равновероятными значениями энтропия $H(X)$ определяется как

$$H(X) = \log_2 N, \quad (7)$$

где N – количество возможных адресов (состояний).

Рассмотрим случай до введения полной рандомизации, когда у нас есть M секций, и каждая секция может находиться в одном из N возможных базовых адресов. Если каждый из адресов одинаково вероятен, то энтропия базового адреса секции, согласно формуле (7), будет следующей:

$$H(S_i) = \log_2 N,$$

где S_i – базовый адрес секции i .

Суммарная энтропия для всех секций

$$H(total) = M * \log_2 N. \quad (8)$$

В случае введения полной рандомизации появляется K возможных перестановок участков внутри каждой секции. Энтропия базового адреса секции, согласно формуле (7), остается прежней, а энтропия внутреннего расположения внутри секции

$$H(inside) = \log_2 K.$$

Если у нас есть M секций, каждая из которых имеет N возможных базовых адресов и K возможных внутренних перестановок, то суммарная энтропия всех секций

$$H(total) = M * (\log_2 N + \log_2 K). \quad (9)$$

Добавление перемешивания внутри секций увеличивает общую энтропию системы, делая ее менее предсказуемой и, следовательно, более безопасной.

Рассчитаем вероятность брутфорс-атак до и после введения полной рандомизации. Пусть J – количество попыток. Вероятность того, что каждая отдельная попытка будет неуспешной, равна $1 - \frac{1}{N}$ или $\frac{N-1}{N}$. Вероятность того, что J попыток не приведут к успешной атаке, равна $\frac{(N-1)^J}{N^{J+1}}$. Следовательно, вероятность того, что хотя бы одна из J попыток будет успешной, составит

$$P_{success} = 1 - \frac{(N-1)^J}{N^{J+1}}. \quad (10)$$

Тогда вероятность успешной атаки после J попыток до полной рандомизации составит

$$P_{old} = 1 - \left(1 - \frac{1}{N}\right)^J. \tag{11}$$

Вероятность успешной атаки после полной рандомизации будет следующей:

$$P_{new} = 1 - \left(1 - \frac{1}{N * K}\right)^J, \tag{12}$$

так как общее количество возможных состояний для каждой секции будет $N * K$. Следовательно, $P_{new} < P_{old}$.

Таким образом, введение полной рандомизации, включая перемешивание участков внутри секций, увеличивает энтропию и сложность для нарушителей, пытающихся провести успешные атаки на систему.

На рис. 3 и 4 представлена общая схема полной рандомизации участков кода программы.

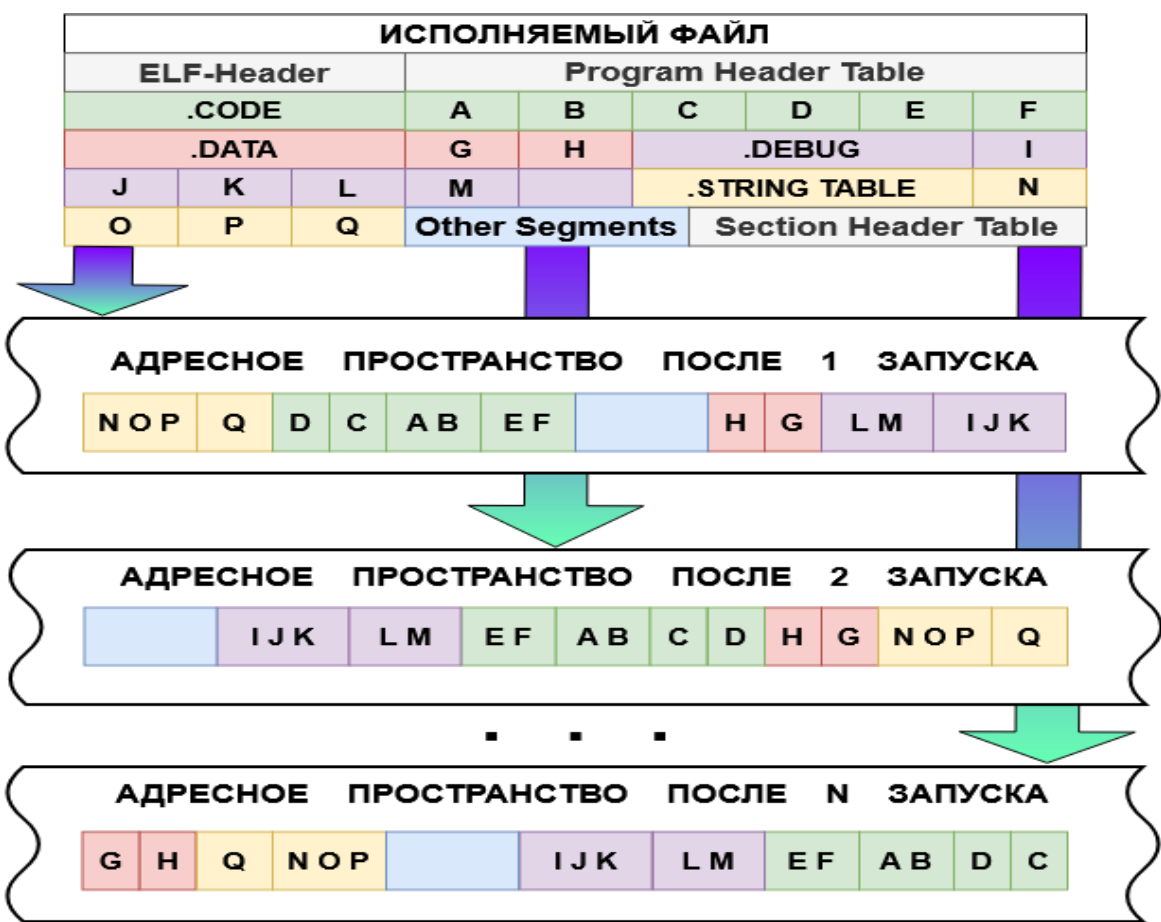


Рис. 3. Распределение секций в адресном пространстве

Как видно из анализа рис. 3 и 4, рандомизируются не просто секции в адресном пространстве, но и сами инструкции внутри секций.

Полная рандомизация инструкций и данных в адресном пространстве представлена в виде алгоритма такой рандомизации (рис. 5). Указанный алгоритм обеспечивает высокую степень случайности и непредсказуемости расположения инструкций и данных, что значительно повышает уровень безопасности системы и, кроме того, усложняет проведение атак методом перебора.

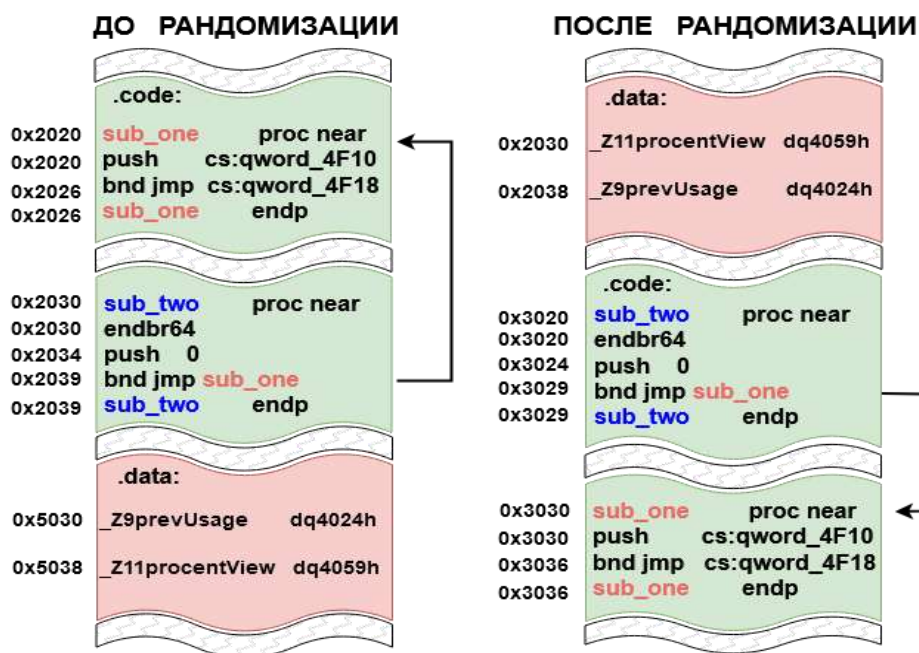


Рис. 4. Распределение инструкций внутри секции

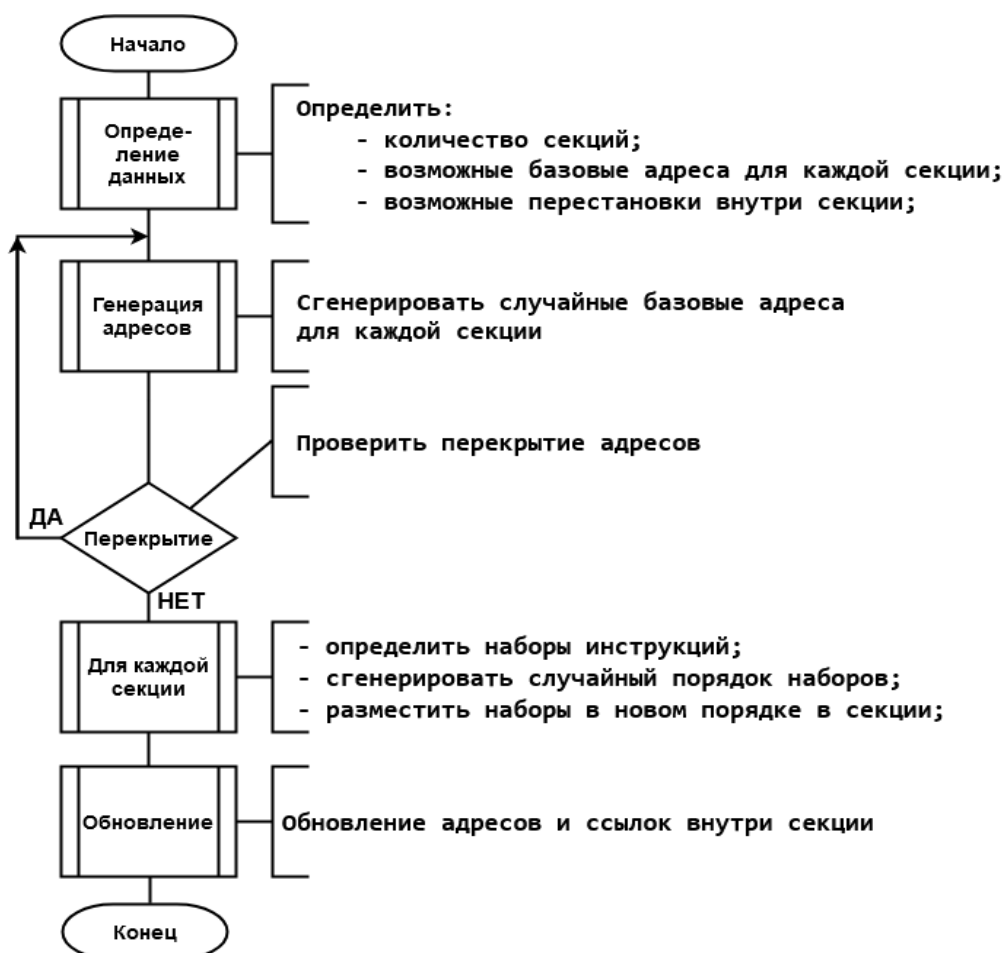


Рис. 5. Блок-схема алгоритма полной рандомизации инструкций программы

Предложенный метод является достаточно сложным в реализации, что объясняется необходимостью учета множества факторов, влияющих на стабильность и работоспособность системы. Однако и альтернативные подходы к реализации технологии ASLR также имеют свои недостатки и сложности, несмотря на кажущуюся простоту. Каждое решение требует компромиссов между уровнем безопасности и эффективностью работы системы.

1. Рандомизация на этапе компиляции (RC). Создаются разнообразные исполняемые файлы на этапе компиляции и связывания. Этот метод вызывает инфраструктурные сложности при распространении рандомизированных копий программ и затрудняет сертификацию, так как сертифицировать нужно конкретный файл [6]. Кроме того, возможная утечка одного из исполняемых файлов может поставить под угрозу всю систему, из которой он был получен.

2. Постраничная рандомизация (PR). При компиляции программы генерируется позиционно-независимый код, который разбивается на фрагменты и дополняется до целых страниц виртуальной памяти. Управление между фрагментами осуществляется через специальную таблицу, аналогичную GOT. При запуске фрагменты загружаются на случайные страницы памяти, а их адреса записываются в эту таблицу. Известно уже несколько попыток реализации: *oxumogon* для x86-64 [7] и *pagerando* для ARM [8]. Но они не лишены недостатков, в частности, это промахи в кэше, увеличение размера памяти, утечки адресов таблиц из регистров общего назначения.

3. Рандомизация во время выполнения (RR). Изменяет расположение памяти во время выполнения программы, затрудняя атакующим предсказание и использование конкретных адресов памяти. В некоторых работах [9, 10] предлагается использовать более частую перерандомизацию адресного пространства процесса, например, перед системными вызовами или через определенные интервалы времени соответственно. Однако данный метод замедляет запуск и выполнение самой программы.

4. Рандомизация расположения инструкций (ILR). Усложняет эксплуатацию уязвимостей в ПО, изменяя расположение инструкций кода при каждом запуске программы, предотвращая атаки *Return-Oriented Programming* (ROP). Вместе с тем ILR может замедлять запуск и выполнение программ вследствие необходимости динамического изменения адресов инструкций и корректировки ссылок на них, а также может снижать производительность из-за частых промахов в кэше [11].

5. Саморандомизирующийся код (STIR). Случайно перемешивает код на уровне базовых блоков при загрузке с целью усложнения предсказания потока выполнения для проведения атак ROP. Но ему необходим этап статического анализа и перезаписи, который несовместим с подписью кода. Более того, он страдает от высоких затрат свободного места, потому что размер файла загруженной программы увеличивается [12].

6. Адресное пространство с рандомизацией (ASLP). Более обширно изменяет начальные адреса различных сегментов виртуальной памяти процесса (исполняемый код, стек, куча и динамически загружаемые библиотеки) при каждом запуске программы, затрудняя атаки [13]. Однако ее недостатки схожи с недостатками ASLR.

Проведем сравнение существующих методов рандомизации по следующим параметрам: доступу к исходному коду, энтропии, объему памяти, времени выполнения, покрытию кода и входной информации, необходимой для реализации метода. Результаты такого сравнения представлены в табл. 1.

Проведенные анализ и сравнительная таблица показывают, что, несмотря на разнообразие подходов, ни один из них не обеспечивает абсолютной защиты памяти программ от потенциальных атак. ASLR и его вариации, такие как ASLP, ILR и RC, демонстрируют нормальную степень защиты при адекватной энтропии. Тем не менее они остаются уязвимыми к некоторым типам атак, например к атакам с использованием информации о расположении памяти. Методы, такие как STIR, RR, PR и полная рандомизация, предлагают более высокий уровень защиты, но могут привести к значительным затратам на производительность и увеличение объема используемой памяти.

Таблица 1

Сравнение методов рандомизации

Метод	Доступ к коду	Энтропия	Объем памяти	Время выполнения	Покрывтие кода	Входные данные
ASLR	Нет	Низкая	Низкий	Быстро	Частичное	Исполняемые файлы
RC	Да	Средняя	Средний	Быстро	Полное	Файлы компиляции
PR	Нет	Высокая	Высокий	Медленно	Частичное	Исполняемые файлы
RR	Нет	Высокая	Средний	Долго	Частичное	-
ILR	Нет	Высокая	Высокий	Медленно	Частичное	Исполняемые файлы
STIR	Нет	Высокая	Высокий	Долго	Частичное	Исполняемые файлы
ASLP	Нет	Средняя	Низкий	Медленно	Частичное	Исполняемые файлы
Полная рандомизация	Нет	Высокая	Средний	Медленно	Полное	Исполняемые файлы

Таким образом, для достижения оптимального уровня защиты необходимо рассматривать комбинацию различных методов, адаптированных к специфическим требованиям приложений и угрозам. Дальнейшие исследования в области рандомизации могут привести к созданию более эффективных и устойчивых к атакам систем защиты памяти.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье проведено исследование метода рандомизации расположения виртуального адресного пространства (ASLR) в нескольких дистрибутивах ОС *Linux*. В результате исследования выявлено, что не все адреса при равных условиях рандомизируются и относительные смещения между различными сегментами памяти, функциями и переменными остаются постоянными (см. рис. 2), что потенциально приводит к различным видам атак, включая ROP, JIT-Spraying, Heap-based и др. Это подтверждает необходимость улучшения текущих методов защиты.

Предложен альтернативный способ более детального распределения инструкций и секций внутри адресного пространства, чтобы избежать обнаружения каких-либо закономерностей. Метод полной рандомизации инструкций программы направлен на повышение уровня сложности для предотвращения проникновения потенциальных нарушителей. Приведены математическое обоснование и алгоритм полной рандомизации, что делает этот метод научно обоснованным и практически применимым.

Метод обладает рядом преимуществ. Во-первых, он значительно повышает безопасность за счет затруднения предсказания и эксплуатации уязвимостей, делая атаки типа *Return-Oriented Programming* (ROP) крайне сложными. Во-вторых, обеспечивает высокий уровень

энтропии, что увеличивает случайность и непредсказуемость в расположении кода, усложняя задачу для атакующих. В-третьих, метод охватывает все инструкции и секции программы, обеспечивая максимальную защиту. Наконец, не требует доступа к исходному коду, что позволяет применять его к уже скомпилированным программам, тем самым расширяя его применимость.

Вместе с тем он имеет и свои недостатки. Одним из них является возможное замедление запуска и выполнения программы из-за необходимости динамической рандомизации перед каждым запуском. Процесс рандомизации может занять дополнительное время, что может быть критично для приложений, требующих быстрого старта. Частые изменения расположения кода могут привести к увеличению количества кэш-промахов, что снижает общую производительность системы.

В целом, несмотря на указанные недостатки, использование предложенного метода приведет к значительному улучшению в области безопасности программного обеспечения. Его применение делает атаки на программный код гораздо более сложными и, следовательно, менее вероятными, что повышает общую защищенность систем.

Кроме того, рассмотрены более современные и надежные способы защиты программ от эксплуатации уязвимостей, такие как ASLP, STIR, ILR, и др. Эти методы предлагают улучшенные подходы к рандомизации и изоляции памяти, что значительно повышает уровень безопасности ПО. Однако и они не лишены недостатков и могут быть уязвимы при определенных обстоятельствах.

В заключение подчеркнем необходимость дальнейших исследований в данной области и разработки новых методов для обеспечения надежной защиты ПО в условиях постоянно меняющихся угроз.

Список использованных источников

1. Desktop Operating System Market Share Worldwide. – URL: <https://gs.statcounter.com/os-market-share/desktop/worldwide/#monthly-200901-202403> (дата обращения: 20.05.2024).
2. Karapetyants N. and Efanov D. A practical approach to learning Linux vulnerabilities // Journal of Computer Virology and Hacking Techniques. – 2022. – P. 1–10.
3. Pappas V., Polychronakis M., Keromytis A.D. Smashing the Gadgets: Hindering Return-Oriented Programming Using In-Place Code Randomization // IEEE Symposium on Security and Privacy. – 2012. – P. 601–615. – DOI: 10.1109/SP.2012.41.
4. Pspray: Timing {Side-Channel} based Linux Kernel Heap Exploitation Technique / Y. Lee [et al.] // in 32nd USENIX Security Symposium (USENIX Security 23)/ – 2023. – P. 6825–6842.
5. PaX T., PaX A. Space Layout Randomization (ASLR). – URL: <https://pax.grsecurity.net/docs/aslr.txt> (дата обращения: 20.05.2024).
6. Application of compiler transformations against software vulnerabilities exploitation / A. Nurmukhametov [et al.] // Programming and Computer Software. – 2015. – Vol. 41, № 4. – P. 231–236. – DOI: 10.1134/S0361768815040052.
7. Backes M., Nurberger S. Oxymoron: Making fine-grained memory randomization practical by allowing code sharing // Proceedings of the 23rd USENIX Security Symposium. – 2014. – P. 433–447.
8. Crane S., Homescu A., Larsen P. Code randomization: Haven't we solved this problem yet? // IEEE Cybersecurity Development (SecDev). – 2016. – P. 124–129.
9. Timely rerandomization for mitigating memory disclosures / D. Bigelow [et al.] // Proceedings of the 22Nd ACM SIGSAC Conference on Computer and Communications Security. – 2015. – P. 268–279.

10. Shuffler: Fast and deployable continuous code re-randomization / D. Williams-King [et al.] // Proceedings of the 12th USENIX Conference on Operating Systems Design and Implementation. – 2016. – P. 367–382.
11. ILR: Where'd My Gadgets Go? / J.D. Hiser [et al.] // In IEEE Symposium on Security and Privacy. – 2012.
12. Binary stirring: Self-randomizing instruction addresses of legacy x86 binary code / R. Wartell [et al.] // CCS '12: In Proceedings of the 2012 ACM conference on Computer and communications security. – 2012. – P. 157–168.
13. Address Space Layout Permutation (ASLP): Towards Fine-Grained Randomization of Commodity Software / K. Chongkyung [et al.] // 22nd Annual Computer Security Applications Conference (ACSAC'06). – 2006. – P. 339–348. – DOI: 10.1109/ACSAC.2006.9.

В. В. Зайцев;
Д. Ю. Казьмин;
А. Н. Проников,
кандидат военных наук

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОТЕРЬ КОНФИДЕНЦИАЛЬНОСТИ ОБУЧАЮЩИХ ДАННЫХ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ АТАК НА МОДЕЛИ КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ

Рассмотрены уязвимости систем компьютерного зрения к воздействиям, посредством которых возможно достичь высокой результативности воссоздания конфиденциальных обучающих данных из глубоких нейронных сетей. Проведен анализ подхода к использованию генеративно-сопоставительных сетей для генерации данных, характеристики которых идентичны примерам из обучающей выборки. Проанализированы особенности двух типов атак на системы компьютерного зрения, в том числе в аспекте их использования для тестирования надежности моделей машинного обучения.

Ключевые слова: атаки, кража данных, модель машинного обучения, искусственный интеллект.

ВВЕДЕНИЕ

Область применения технологий компьютерного зрения неуклонно расширяется благодаря удобству их использования, совершенствованию способов решения различных задач, а также созданию платформ, облегчающих обучение моделей, и общедоступных наборов данных.

Указанные технологии нашли широкое применение в банковской сфере, платежных системах, здравоохранении, при решении большого спектра задач по обеспечению безопасности, а также в таких прикладных областях применения, например, как распознавание текста. Системы компьютерного зрения стали неотъемлемым элементом беспилотных транспортных средств и других автономных роботизированных комплексов.

Вместе с тем для обучения таких систем зачастую используется конфиденциальная информация, в частности, персональные данные пользователей и иные чувствительные сведения, получение доступа третьих лиц к которым может вызвать негативные последствия для информационной безопасности личности, общества и государства. Потери конфиденциальности обучающих данных также снижают доверие к системам искусственного интеллекта в целом и препятствуют их внедрению в различные сферы жизни и деятельности человека [1].

Ввиду способности моделей машинного обучения сохранять информацию об обучающих данных, некоторые из них уязвимы для действий злоумышленников, направленных на кражу информации. В особенности это характерно для работы с онлайн-сервисами, такими как *Tensorflow Hub* и *ModelDepot*, на которых пользователь получает полный доступ к модели. Подобная ситуация не исключает возможности подготовки и реализации различных вредоносных воздействий (атак), нацеленных на получение сведений об обучающих данных.

Анализ зарубежных источников позволяет сделать вывод о том, что на текущий момент в моделях машинного обучения обнаружено внушительное количество уязвимостей, использование которых может привести к осуществлению атак с различными целями. При этом под атаками на системы искусственного интеллекта понимаются несанкционированные действия, направленные на извлечение конфиденциальных данных из этих систем либо на нарушение их корректной работы. В ряде случаев реализация таких атак возможна без прямого доступа к моделям машинного обучения посредством проведения экспериментов, результатом которых является воссоздание обучающих данных.

В зависимости от цели, преследуемой злоумышленником, и имеющихся у него исходных данных, объектом атаки на систему компьютерного зрения может быть как сама модель, так и различная информация об обучающих данных – собственно данные, их ключевые свойства, метки данных из обучающей выборки, а также сведения о принадлежности к ней конкретного образца (примера) данных.

Сегодня проблематика вредоносных воздействий на модели машинного обучения является сравнительно новой для российской научной общественности. Описание атак кражи модели приведено в работе [2]. Другие направления реализации атак представлены главным образом в англоязычных источниках. Среди них отдельного внимания заслуживают атаки, нацеленные на получение информации о принадлежности данных к обучающей выборке [3], а также на воссоздание обучающих данных (в англоязычной литературе – атаки инверсии модели, *Model Inversion Attacks*). Такие атаки рассмотрены в работах [4, 5]. Первое исследование данного класса атак было опубликовано в работе [5] в контексте проблемы конфиденциальности генома человека, где была продемонстрирована возможность реализации состязательной атаки на применяемые в частных клиниках модели линейной регрессии. В результате экспериментальной атаки удалось получить атрибуты данных генома пациентов, на основе которых осуществлялось обучение модели. Позднее в работе [5] было описано применение атак инверсии на такие модели, как логистическая регрессия, деревья решений и модели распознавания лиц.

Однако рассмотренные в указанных работах атаки могут быть реализованы лишь в отношении сравнительно простых моделей машинного обучения. Глубокие нейронные сети (*Deep Neural Network*, DNN), получившие широкое распространение в различных сферах деятельности человека, сохраняли высокую конфиденциальность обучающих данных до появления атак, реализуемых при помощи генеративно-состязательных сетей.

Целью данного исследования является выработка рекомендаций по повышению защищенности конфиденциальных данных, используемых для обучения моделей компьютерного зрения. Для достижения указанной цели решаются задачи по рассмотрению двух атак, реализуемых в условиях «белого ящика»: злоумышленник обладает всей полнотой информации об архитектуре модели, о способе ее обучения, распределении обучающих данных и изученных параметрах.

АТАКИ, РЕАЛИЗУЕМЫЕ ПОСРЕДСТВОМ ГЕНЕРАТИВНО-СОСТЯЗАТЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ (GMI)

Генеративные атаки инверсии модели (GMI), описанные в работе [6], основаны на применении генеративно-состязательной сети (*Generative Adversarial Network*, GAN), состоящей из двух конкурирующих нейросетевых модулей – генератора G и дискриминатора D , которые обучаются, соперничая друг с другом.

При реализации генеративной атаки в качестве атакуемых моделей используются классификаторы распознавания лиц. Они осуществляют разметку изображений, содержащих лица людей, идентификаторами принадлежности снимков конкретным персоналиям. Цель атаки – восстановить изображение лица определенного человека на основе параметров атакуемого классификатора.

Алгоритм генеративной атаки [6] на модели распознавания изображений (рис. 1) в целом имеет сходство с задачей по отрисовке изображений, применяемой в технологиях компьютерного зрения, однако имеет существенное отличие. Если отрисовка изображений направлена на синтез визуально реалистичных и семантически правдоподобных пикселей для недостающих областей, то GMI решает задачу воссоздания скрытых областей снимка конкретной личности таким образом, чтобы принадлежность изображения могла быть визуально определена человеком.

Несмотря на указанное различие, реализованный подход к генеративной атаке использует некоторые стратегии обучения, описанные в работах, посвященных отрисовке изображений [9, 10, 11], и значительно повышает реалистичность реконструированных изображений.

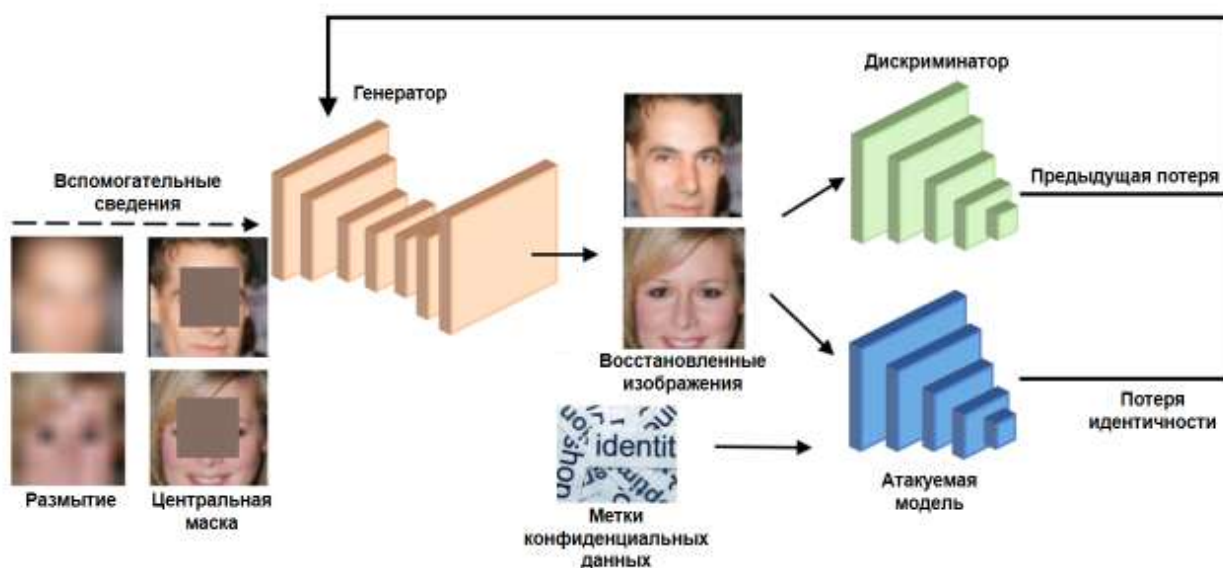


Рис. 1. Общая схема атаки GMI

Помимо информации об архитектуре модели, злоумышленник располагает вспомогательными сведениями (*auxiliary knowledge*), такими как фотоснимки, подвергнутые таким изменениям в графических редакторах, благодаря которым идентифицировать личность человека не представляется возможным. Эти сведения могут быть легко получены из общедоступных наборов данных, которые зачастую содержат изображения людей, чья анонимность обеспечивается посредством ретуширования и размытия изображений [7, 8].

В целях восстановления недостающих закрытых областей изображения генеративная атака использует генератор G и дискриминатор D , каждый из которых обучается на общедоступных данных.

После обучения модели осуществляется поиск скрытого вектора $\hat{z}$, который достигает наибольшего правдоподобия в атакуемой модели и ограничивается объемом данных, изученных генератором. Однако если он неправильно рассчитан, генератор может не позволить атакуемой модели различать скрытые векторы исходных и сгенерированных изображений. Например, если сгенерированные изображения всех скрытых векторов сворачиваются в одну и ту же точку признакового пространства атакуемой нейросети, тогда нет никаких шансов определить, какой из них с большей вероятностью принадлежит конфиденциальному обучающему набору данных атакуемой модели. Чтобы решить эту проблему, вводится показатель потерь, характеризующий многообразие данных, полученных генератором при проецировании на признаковое пространство атакуемой модели.

Процесс реконструкции скрытых областей состоит из двух этапов.

Этап 1. Фльтрация общедоступных сведений. Генератор и дискриминатор обучаются на общедоступных наборах данных, чтобы побудить генератор формировать реалистичные изображения. Общедоступные наборы данных могут быть неразмеченными.

Этап 2. Раскрытие чувствительной информации. Путем использования генератора, обученного на этапе 1, решается задача оптимизации для восстановления недостающих областей изображения.

На этапе 1 используется каноническая функция потерь Вассерштейна [12]

$$\min_G \max_D L_{\text{wgan}}(G, D) = \mathbb{E}_x [D(x)] - \mathbb{E}_z [D(G(z))], \quad (1)$$

где $\mathbb{E}_x$ – математическое ожидание оценки выходных данных дискриминатора на основе обучающей выборки;
 $\mathbb{E}_z$ – математическое ожидание выходных данных дискриминатора на основе сгенерированной выборки;
 z – данные, созданные генератором.

Когда вспомогательные сведения (например, размытые или поврежденные версии закрытых изображений) доступны атакующему, генератор получает возможность принимать их в качестве дополнительных исходных данных. Для определения того, является ли изображение реальным либо сгенерированным как в работе [8], используются два дискриминатора – основной и локальный. Основной дискриминатор оценивает сгенерированное изображение на предмет того, является ли оно когерентным в целом, а локальный исследует только случайно выбранный участок, содержащий границу маски, чтобы удостоверить локальную согласованность сгенерированных участков (патчей) в граничной области.

Кроме того, в работе [8] вводится термин «потеря разнообразия» (*diversity loss*), обозначающий требуемое разнообразие изображений G в ходе внедрения в признаковое пространство атакуемой модели.

Обозначим экстрактор признаков атакуемой модели через F . Тогда потеря разнообразия может быть выражена следующим образом:

$$\max_G L_{\text{div}}(G) = \mathbb{E}_{z_1, z_2} \left[\frac{\|F(G(z_1)) - F(G(z_2))\|}{\|z_1 - z_2\|} \right]. \quad (2)$$

В результате большое разнообразие поможет атакуемой модели распознавать сгенерированное изображение, которое с высокой вероятностью появится в ее собственном обучающем наборе. Конечную цель по извлечению общедоступных сведений можно обозначить как $\min_G \max_D L_{\text{wgan}}(G, D) - \lambda_i L_{\text{div}}(G)$.

На этапе 2 решается оптимизационная задача по обнаружению скрытого вектора, который генерирует изображение с максимальной вероятностью в атакуемой модели, оставаясь при этом «реалистичным»:

$$\hat{z} = \arg \min_z L_{\text{prior}}(z) + \lambda_i L_{\text{id}}(z), \quad (3)$$

где предшествующая потеря $L_{\text{prior}}(z)$ выбраковывает «нереалистичные» изображения, а «потеря идентичности» способствует повышению вероятности выходных данных атакуемой модели. Они определяются соответственно по выражению

$$L_{\text{prior}}(z) = -D(G(z)) \mid L_{\text{id}}(z) = -\log[C(G(z))], \quad (4)$$

где $C(G(z))$ предоставляет возможность получения на выходе атакуемой модели $G(z)$.

ВЗАИМОСВЯЗЬ МЕЖДУ ПРЕДСКАЗАТЕЛЬНОЙ СИЛОЙ МОДЕЛИ И ГЕНЕРАТИВНЫМИ АТАКАМИ

Для фиксированной точки данных (x, y) можно измерить эффективность модели f для прогнозирования метки y признака x , используя логарифм вероятности $\log p_f(y|x)$. Известно, что максимизация логарифмической вероятности эквивалентна минимизации потерь кросс-

энтропии – одной из наиболее часто встречающихся функций потерь для обучения DNN. Таким образом, далее в исследовании логарифмическая вероятность будет рассматриваться как показатель эффективности модели. Предположим, что (X, Y) взяты из неизвестного распределения данных $p(X, Y)$. При этом $X = (X_s, X_{ns})$, где X_s обозначает чувствительную часть признака, а X_{ns} – нечувствительную. Предсказательная сила чувствительного признака X_s в рамках модели f (или предсказательная сила модели f через X_s) может определяться как изменение производительности модели при исключении ее из входных данных:

$$\mathbb{E}_{(X, Y) \sim p(X, Y)} [\log p_f(Y | X_s, X_{ns}) - \log p_f(Y | X_{ns})].$$

Аналогично определяется предсказательная сила чувствительного признака, заданного конкретным классом y и нечувствительным признаком X_{ns} как

$$U_f(x_{ns}, y) = E_{X_s \sim p(X_s | y, x_{ns})} [\log p_f(y | X_s, x_{ns}) - \log p_f(y | x_{ns})]. \quad (5)$$

Оценивая эффективность атаки, необходимо учитывать, что цель злоумышленника – выявить значение x_s , заданное соответствующей меткой y , моделью f и вспомогательными сведениями x_{ns} . Наилучший результат атаки – восстановление апостериорного распределения чувствительного признака в исходном виде, что соответствует $p(X_s | y, x_{ns})$. Вследствие неполноты доступной злоумышленнику информации, наилучший возможный результат атаки может быть получен с помощью $p_f(X_s | y, x_{ns}) \propto p_f(y | X_s, x_{ns}) p(X_s | x_{ns})$, предполагая, что атакующий может получить достаточно высокий показатель $p(X_s | x_{ns})$, исследуя общедоступные наборы данных.

Таким образом, естественно измерять эффективность атаки инверсии модели с точки зрения сходства $p(X_s | y, x_{ns})$ и $p_f(X_s | y, x_{ns})$. Теорема [6] показывает, что уязвимость к атакам с инверсией модели неизбежна, если в рамках модели чувствительные признаки обладают высокой предсказуемостью. При формулировке проблемы используется дивергенция Кульбака – Лейблера (KL-divergence) $S_{KL}(\cdot || \cdot)$, чтобы измерить сходство между двумя распределениями.

Теорема 1. Пусть f_1 и f_2 – две такие модели, что для любой фиксированной метки $y \in \gamma$, $U_{f_1}(x_{ns}, y) \geq U_{f_2}(x_{ns}, y)$.

Тогда $S_{KL}(p(X_s | y, x_{ns}) || p_{f_1}(X_s | y, x_{ns})) \geq S_{KL}(p(X_s | y, x_{ns}) || p_{f_2}(X_s | y, x_{ns}))$.

Можно сделать вывод, что высокопрогностические модели более подвержены генеративным атакам инверсии модели ввиду корреляции между предсказательной силой атакуемой модели и эффективностью атаки.

АТАКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИСТРИБУТИВНОЙ МОДЕЛИ (KEDMI)

Атака с использованием обогащенной знаниями дистрибутивной модели (KEDMI), описанная в работе [13], показала высокую эффективность в отношении систем компьютерного зрения. Данный метод воздействия также представляет собой атаку «белого ящика», при которой злоумышленник имеет полный доступ к модели T . Цель атакующего – вскрыть репрезентативный входной признак x , ассоциированный с определенной меткой y .

В качестве атакуемой модели, как и при реализации GMI, используется нейросетевой классификатор распознавания лиц, соотносящий изображение, содержащее лицо человека, с меткой, соответствующей личности на снимке. Значит, цель атаки – восстановить изображение лица конкретного человека на основе параметров атакуемой модели-классификатора.

Общая схема атаки KEDMI представлена на рис. 2. Атака осуществляется в два этапа. Первый этап представляет собой обучение генеративно-сопоставительной сети, обладающей знаниями о частных классах атакуемой модели на основе общедоступных данных. При этом как для генератора, так и для дискриминатора определяется цель обучения, направленная на извлечение персональной информации об атакуемой модели из общедоступных данных обучения. Второй этап предусматривает использование обученного генератора для оценки параметров извлечения частных данных.

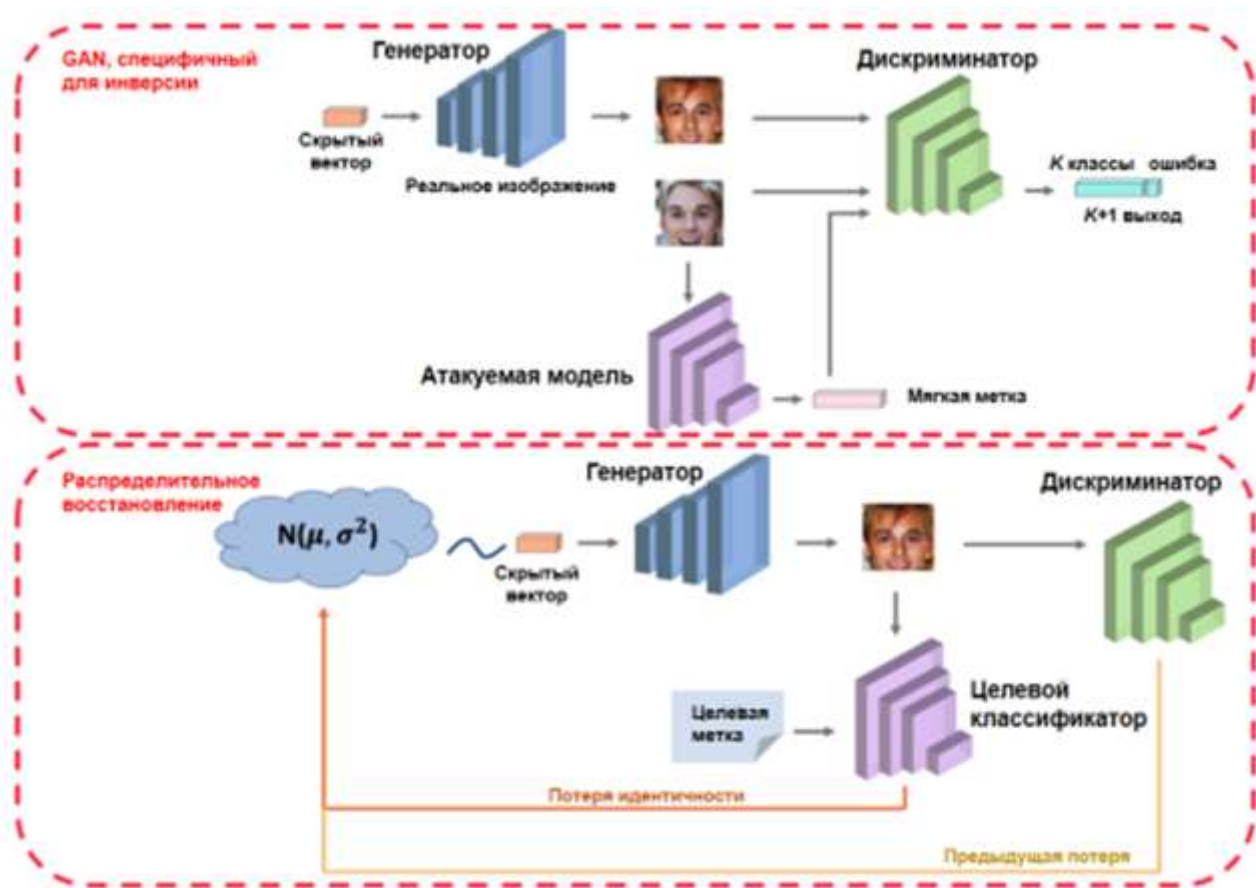


Рис. 2. Общая схема атаки KEDMI

Для извлечения полезных знаний об атакуемой модели из общедоступного набора данных используется дискриминатор, способный не только отличать реальные данные от сгенерированных нейросетью, но и различать метки классов модели-жертвы.

Предположим, что атакуемая модель классифицирует выборку в один из K возможных классов. Дискриминатор представляет собой классификатор $(K + 1)$ [13], где первые K классов соответствуют меткам модели-жертвы, а $(K + 1)$ -й класс – поддельной выборке. Чтобы обучить такой дискриминатор, используется атакуемая модель T для создания «мягкой» метки $T(x)$ каждого изображения из общедоступного набора данных.

В обучении генератора функцией ошибки является сумма ошибки дискриминатора $L_{\text{unsupervised}}$ и ошибки атакуемой модели $L_{\text{supervised}}$:

$$L_D = L_{\text{supervised}} + L_{\text{unsupervised}},$$

где

$$L_{\text{supervised}} = -\mathbb{E}_{x \sim p_{\text{data}}(x)} \sum_{k=1}^K T_k(x) \log p_{\text{disc}}(y = k | x)$$

и

$$L_{\text{unsupervised}} = -\left\{ \mathbb{E}_{x \sim p_{\text{data}}(x)} \log D(x) + \mathbb{E}_{z \sim \text{noise}} \log(1 - D(G(z))) \right\}$$

– несмещенные и состоятельные оценки ожидаемого алгоритма правдоподобия. В последних двух формулах введены обозначения: p_{data} – вероятность распределения данных из общедоступного набора, $p_{\text{disc}}(y | x)$ – вероятность того, что дискриминатор предскажет X как класс y . Случайный шум z выбирается из $\mathcal{N}(0, I)$, а $T_k(x)$ является k -м измерением «мягкой» метки, созданной атакуемой моделью. Дискриминатор $D(x)$ выдает вероятность того, что X является элементом реальной выборки, поэтому $D(x) \triangleq p_{\text{disc}}(y < K + 1 | x)$.

Использование общедоступных данных с «мягкими» метками для обучения дискриминатора побуждает генератор создавать изображения, сходные по своим характеристикам с конфиденциальными обучающими данными атакуемой модели.

С целью обучения генератора применяется следующая потеря сопоставления признаков [13] для выравнивания сгенерированных изображений с реальными аналогами на основе изученных признаков $f(x)$, закодированных в промежуточном слое дискриминатора:

$$L_G = \left\| \mathbb{E}_{x \sim p_{\text{data}}} f(x) - \mathbb{E}_{z \sim \text{noise}} f(G(z)) \right\|_2^2 + \lambda_h L_{\text{entropy}}, \quad (6)$$

где L_{entropy} – регуляризатор энтропии.

Второй этап атаки представляет собой извлечение конфиденциальных данных, которые достигают максимального сходства в атакуемой нейронной сети и при этом содержат реалистичные изображения.

Учитывая метку идентичности k , моделируется распределение частных данных по $G(z')$, где G – обученный на первом этапе генератор, а z' – образец из сгенерированного набора $p_{\text{gen}} = \mathcal{N}(\mu, \sigma^2)$ с двумя изучаемыми параметрами μ и σ^2 . Затем приводится к минимуму целевая функция для генерации образцов для класса k из частного классификатора T посредством оценки μ и σ :

$$L = L_{\text{prior}} + \lambda_i L_{\text{id}}, \quad (7)$$

где λ_i – положительный балансирующий гиперпараметр, а $L_{\text{prior}} = -\mathbb{E}_{z' \sim p_{\text{gen}}(x)} \log D(G(z'))$,

$$L_{\text{id}} = -\mathbb{E}_{z' \sim p_{\text{gen}}} T_k(G(z')).$$

В данном случае априорная потеря L_{prior} выбраковывает нереалистичные изображения, а потеря идентичности L_{id} стимулирует распределение частных данных таким образом, чтобы они соответствовали целевой метке k атакуемой нейронной сети T .

Для оценивания μ и σ^2 посредством обратной передачи ошибки применяется репараметризация, чтобы сделать L_{prior} и L_{id} дифференцируемыми:

$$z' = \sigma \epsilon + \mu, \epsilon \sim \mathcal{N}(0, I). \quad (8)$$

Затем оценки ожиданий L_{prior} и L_{id} формируются по методу Монте-Карло и оптимизируются по отношению к σ и μ :

$$L_{\text{prior}} = -\frac{1}{L} \sum_{l=1}^L \log D(G(\sigma \epsilon_l + \mu)),$$

$$L_{\text{id}} = -\frac{1}{L} \sum_{l=1}^L \log T_k(G(\sigma \epsilon_l + \mu)),$$
(9)

где $\epsilon_l \sim \mathcal{N}(0, I)$ для $l=1, \dots, L$.

После того как μ и σ оценены, распределение обучающих примеров, соответствующих метке k , задаются неявно путем выборки из $G(z')$, где $z' \sim \mathcal{N}(\mu, \sigma)$.

Результаты экспериментального сравнения результативности атак GMI и KEDMI описаны в работе [13]. В качестве атакуемых моделей использовались классификаторы VGG16, ResNet-152 и face.evolve, Resnet-18, а также трехслойная свёрточная нейросеть. Для их обучения применялись наборы данных CelebFaces Attributes Dataset (CelebA), Flickr-Faces-HQ (FFHQ), FacesScrub, MNIST, CIFAR-10, ChestX-ray. Часть данных из каждого указанного набора была намеренно исключена из обучающей выборки, имитирующей конфиденциальные данные, и использовалась для обучения генератора.

На рис. 3 представлено визуальное сравнение результатов реализации атак GMI и KEDMI на модель распознавания лиц face.evolve, обученную на наборе данных CelebA [13]. В верхнем ряду расположены изображения из обучающего набора данных, во втором (сверху) – максимально близкие к нему изображения из этого же набора, вычисленные по алгоритму k -ближайших соседей, в третьем и четвертом – изображения, сгенерированные в результате реализации атак GMI и KEDMI соответственно.



Рис. 3. Сравнение результатов атак на модель распознавания лиц, обученную на наборе данных CelebA

Помимо визуального сравнения, продемонстрировавшего достаточно высокие результаты восстановления обучающих данных, эффективность атак GMI и KEDMI оценивалась по широко используемым для анализа работы генеративно-состязательных сетей метрикам: Attack Accuracy и Top 5 Attack Accuracy (точность прогнозирования классификатора оценок на восстановленных изображениях), KNN Distance (алгоритм k -ближайших соседей) и Frechet Inception Distance (FID) (табл. 1).

Таблица 1

Сравнение эффективности атак на различных моделях

Метрика	Модель, вид атаки					
	face.evolve		IR152		VGG16	
	GMI	KEDMI	GMI	KEDMI	GMI	KEDMI
Attack Accuracy	0,31±0,0039	0.81±0,0016	0,32±0,0027	0,81±0,0015	0,21±0,0020	0,72±0,0018
Top-5 Attack acc.	0,53±0,0015	0.96±0,0004	0,57±0,0005	0,96±0,0001	0,43±0,0014	0,92±0,0003
KNN Distance	1703,52	1358,23	1673,05	1324,72	1772,50	1380,22
FID	33,81	25,28	50,11	26,35	52,51	23,72

Результаты экспериментов продемонстрировали, что атака KEDMI показывает более высокую эффективность, чем GMI. Рассмотренные классы атак могут быть осуществлены при наличии у злоумышленника доступа к обученной модели, при этом отмечается высокая корреляция между качеством прогнозирования системы компьютерного зрения и ее уязвимостью к подобным воздействиям.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное исследование продемонстрировало реальную возможность восстановления обучающих данных из моделей компьютерного зрения посредством реализации атак с использованием генеративно-сопоставительных сетей. Это создает риски для конфиденциальности информации ограниченного доступа при использовании систем искусственного интеллекта в органах государственной власти, а также в различных областях экономики и промышленности, в том числе входящих в оборонно-промышленный комплекс.

Выявленные уязвимости систем компьютерного зрения требуют необходимость создания политик безопасности, ограничивающих доступ должностных лиц к предварительно обученным моделям. Защищенность обучающих данных может быть обеспечена принятием комплекса организационно-технических мер, включающего разработку устойчивых к атакам методов машинного обучения, внедрение систем тестирования моделей искусственного интеллекта, аутентификацию и идентификацию пользователей, применяющих данные системы, а также применение криптографических методов защиты информации.

Результаты исследования представляется целесообразным учитывать при создании доверенных систем искусственного интеллекта, гарантирующих конфиденциальность обучающих данных.

Список использованных источников

1. *Намиот Д. Е., Ильюшин Е. А., Пилипенко О. Г.* Доверенные платформы искусственного интеллекта // International Journal of Open Information Technologies. – 2022. – Т. 10, № 7. – С. 119–127. – EDN DFIXNZ.
2. *Пилькевич С. В.* Исследование атак, нацеленных на кражу модели искусственного интеллекта // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 103–120.

3. Membership Inference Attacks on Machine Learning: A Survey / H. Hu [et al.] // Arxiv.org : [архив научных статей с открытым доступом]. – URL: <https://arxiv.org/abs/2103.07853v4> (дата обращения: 07.04.2024).
4. Privacy in pharmacogenetics: An end-to-end case study of personalized warfarin dosing / M. Fredrikson [et al.] // In 23rd USENIX Security Symposium (USENIX Security 14). – 2014. – P. 17–32.
5. *Fredrikson M., Jha S., Ristenpart T.* Model inversion attacks that exploit confidence information and basic countermeasures // In Proceedings of the 22nd ACM SIGSAC Conference on Computer and Communications Security. – ACM, 2015. – P. 1322–1333.
6. The Secret Revealer: Generative Model-Inversion Attacks Against Deep Neural Networks / Y. Zhang [et al.] // Arxiv.org : [архив науч. ст. с открытым доступом]. – URL: <https://arxiv.org/abs/1911.07135v2> (дата обращения: 18.04.2024).
7. Hiding in plain sight: use of realistic surrogates to reduce exposure of protected health information in clinical text / D. Carrell [et al.] // Journal of the American Medical Informatics Association. – 2012. – № 20(2). – P. 342–348.
8. Privacy-preserving photo sharing on social networks / F. Li Hideme [et al.] // In IEEE INFOCOM 2019-IEEE Conference on Computer Communications. – 2019. – P. 154–162.
9. *Iizuka S., Simo-Serra E., Ishikawa H.* Globally and locally consistent image completion // ACM Transactions on Graphics (ToG). – 2017. – № 36(4). – P. 107.
10. Diversity-sensitive conditional generative adversarial networks / D. Yang [et al.] // Arxiv.org : [архив науч. ст. с открытым доступом]. – URL: <https://arxiv.org/abs/1901.09024> (дата обращения: 18.04.2024).
11. Semantic image inpainting with deep generative models / A R. Yeh [et al.] // In Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. – 2017. – P. 5485–5493.
12. *Arjovsky M., Chintala S., Bottou L.* Wasserstein GAN // Arxiv.org : [архив науч. ст. с открытым доступом]. – URL: <https://arxiv.org/abs/1701.07875> (дата обращения: 22.04.2024).
13. Knowledge-Enriched Distributional Model Inversion Attacks / S. Chen [et al.] // Arxiv.org : [архив науч. ст. с открытым доступом]. – URL: <https://arxiv.org/abs/2010.04092v4> (дата обращения: 19.04.2024).

В. М. Моргунов,
кандидат технических наук, доцент;
И. А. Шестаков

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ЗНАНИЙ В СИСТЕМЕ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ОБНАРУЖЕНИЯ ВРЕДОНОСНЫХ ПРИЛОЖЕНИЙ

Актуальность задачи обнаружения вредоносных android-приложений обуславливается постоянным ростом их количества и ущербом, нанесенным ими. Необходимость применения автоматизированного подхода вызвана требованиями повышения оперативности и степени обнаружения таких вредоносных программ.

В работе предложено использовать представление знаний на основе логики предикатов первого порядка и продукций для системы поддержки принятия решений (СППР) с элементами ситуационного управления при автоматизации обнаружения вредоносности android-приложений

Ключевые слова: android-приложения, вредоносные программы, ситуационное управление, продукции.

ВВЕДЕНИЕ

Постоянное увеличение количества вредоносных программ [1] для операционной системы *Android* в условиях децентрализованного распространения приложений снижает вероятность обнаружения таких программ. Автоматизированный подход необходим для повышения результативности и оперативности поиска вредоносных программ.

Вопросы представления знаний на основе математических продукций и логики предикатов первого порядка ранее уже исследовались. Например, при ситуационном моделировании процессов, в продукционном представлении знаний и в ситуационном моделировании процессов функционирования для модели приложения IP-телефонии, а также в продукционном представлении знаний для модели источников атак в сети.

В настоящей публикации эта концепция представления знаний на основе продукционного представления и логики предикатов первого порядка распространяется на поиск вредоносных программ для операционной системы *Android* (с помощью ситуационного подхода к управлению СППР по распознаванию этих программ).

Основное внимание в работе направлено на вопросы представления знаний в базе знаний СППР по обнаружению вредоносных android-приложений.

МЕТОДЫ ОБНАРУЖЕНИЯ ВРЕДОНОСНЫХ ПРОГРАММ

Для платформы *Android* применяют два основных подхода к обнаружению вредоносных программ [2]: 1) тестирование *GoogleBouncer*; 2) применение антивирусных программ.

Устройства под управлением ОС *Android* обычно не поддерживают установку приложений из неизвестных источников, не подписанных сертификатом *Google*. Если приложение проходит проверку системой *GoogleBouncer*, то разработчик приложения получает сертификат и приложение может быть размещено в магазине *GooglePlayStore*. Система *GoogleBouncer* – это антивирусный функционал *Google*. При обнаружении подозрительной активности приложение не проходит верификацию и не публикуется [2], причем обязательную проверку проходят только приложения, распространяемые через *GooglePlay*.

Второй подход обнаружения вредоносных программ – это использование антивирусов. Но антивирусы для ОС *Android* являются не компонентами ОС, а приложениями. Следовательно, они отделены от других приложений, и это позволяет проводить только статический анализ, причем все разрешения, которые используются приложением, должны быть указаны

в манифесте. Система *GoogleBouncer* анализирует android-приложение посредством динамического анализа. Однако уже существуют методы «обхода» динамического анализа.

Для обнаружения вредоносных android-приложений с использованием статического и динамического анализов применяют нейронные сети [3]. Нейросетевой метод обнаружения вредоносных программ на платформе *Android* рассмотрен в ряде работ [4–7]. Однако вопросы формализации процессов обнаружения в указанных работах не рассматриваются. Отдельные из этих вопросов, в частности продукционное представление правил в базе знаний СППР и формализация процессов функционирования СППР средствами логики первого порядка, рассмотрены в настоящей работе.

СИТУАЦИОННЫЙ ПОДХОД К УПРАВЛЕНИЮ В СППР

Для выявления вредоносных android-приложений, учитывая причины, перечисленные выше, применяют: статический и динамический анализы и нейронные сети [4–7]. А для управления всем процессом – от обучения выбранной нейронной сети до анализа на «вредоносность» конкретного заданного android-приложения – предлагается применять СППР, основные элементы которой представлены на рис. 1.

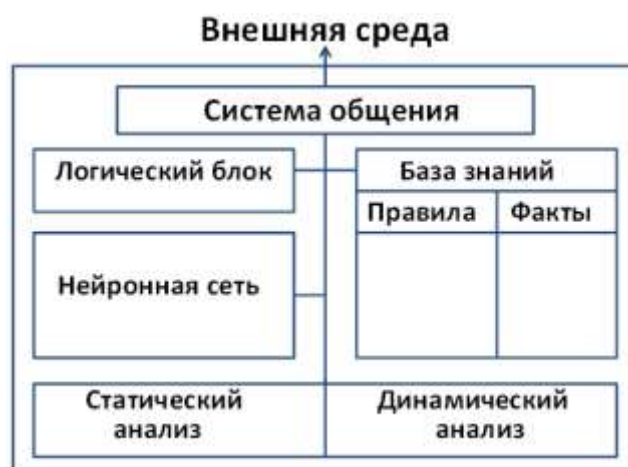


Рис. 1. Основные элементы СППР для обнаружения вредоносных android-приложений

Полагаем, что СППР использует ситуационный подход для управления процессами функционирования. Основным компонентом ситуационного управления является продукционная система. Продукционную систему можно представить как совокупность правил (База знаний), фактов (База данных), логического блока-решателя и системы общения (например, с внешней средой) [8]. Основным компонентом продукционной системы являются продукционные правила. Продукционное правило – это выражение вида [9, 10]

ЕСЛИ А, ТО В (1)

или в другой форме –

А → В.

Здесь левая часть правил «А» описывает определенную ситуацию, представленную в соответствии с формальными правилами, а правая часть правила В представляет действие, которое предписывается выполнить в случае обнаружения соответствующей ситуации.

Для корректного моделирования процессов функционирования объектов и процессов управления этими объектами можно использовать такие средства моделирования, которые позволяют «описывать как объект управления и его функционирование, так и его процедуру

управления им» [9, 10]. Таким языком является язык ситуационного управления [9, 10], в котором элементарный акт управления представляется в виде соотношения

$$S_d; Q_j \xrightarrow{U_k} Q_l, \quad (2)$$

Здесь Q_j – текущая ситуация на объекте управления;

S_d – состояние системы управления и технология управления, которые допускают возможность использования U_k , где U_k – воздействие, которое текущую ситуацию Q_j преобразует в Q_l (Q_l – новая ситуация на объекте управления).

Набор продуктов, связанных друг с другом некоторым образом, называют системой продуктов.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СППР ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ВРЕДНОСНЫХ ANDROID-ПРИЛОЖЕНИЙ

Этапы разработки и функционирования СППР. Будем выделять шесть этапов разработки и функционирования СППР:

1-й этап (подготовительный) [4, 5]. Из всего множества возможных действий приложений отбирают действия, характерные для вредоносных android-приложений. Это позволяет значительно сократить число рассматриваемых признаков (действий) при обучении нейросети, например, в [4, 5] из списков разрешений, намерений и вызовов API одного android-приложения получают несколько сотен функций («действий» в нашей трактовке). Но в этом списке часть разрешений, часть намерений и вызовов API не являются вредоносными, следовательно, их можно не учитывать при анализе. В итоге оставляют менее 400 функций (действий), точнее – 386 функций [4, 5].

2-й этап (формирование системы продуктов для ситуационного управления СППР). Здесь будем действовать аналогично [11–13]. Далее в тексте приведены элементы этого этапа для СППР по обнаружению вредоносных android-приложений.

3-й этап (обучение нейросети) [3]. Данный этап в настоящей работе не рассматривается.

4-й этап (тестирование нейросети) [3]. Для оценки работы нейросети необходимо использовать вредоносные приложения и безопасные приложения.

5-й этап (выявление наличия или отсутствия тех или иных из 386 функций/действий у конкретного исследуемого android-приложения). Этот этап выполняется с помощью статического и динамического анализов приложения.

6-й этап (собственно исследование нейросетью конкретного android-приложения на «вредоносность»). На входы нейросети, это 386 входов, подаются выявленные «наличие» или «отсутствие» определенных функций/действий, которые были обнаружены на 4-м этапе.

Рассмотрим перечисленные выше этапы, сосредоточив основное внимание на представлении знаний СППР с помощью логики предикатов первого порядка [14] и продуктов [9, 10].

Статический анализ android-приложений. Полагаем, что этот этап в рамках СППР реализует модуль «Статический анализ» (см. рис. 1). Он выполняет следующие действия: распаковывает пакет android-приложения, анализирует манифест приложения и байт-код приложения.

В результате анализа манифеста android-приложения выделяются: а) список разрешений приложения; б) список широковещательных намерений; в) список функций Android API и библиотек ядра, которые могут быть вызваны из кода программы в процессе работы.

Список разрешений содержит перечень функций, которые программе разрешено выполнять на устройстве. Причем для целей определения вредоносных приложений нас будут интересовать только характерные для «вредоносности» функции (действия).

Список широковещательных намерений содержит: а) перечень событий, которые отслеживает программа на устройстве; б) подключения к интернету; в) получение SMS-сообщений; г) определение – «входящий» или «исходящий» вызов; д) включение устройства.

Анализ байт-кода приложения позволяет определить, какие действия выполняет программа на устройстве, например вызовы к API и библиотекам ядра. Необходимо отметить, что списки этих вызовов достовернее, чем списки разрешений (заметим, что анализ байт-кода может быть затруднен динамической загрузкой кода, обфускацией).

Формально представим перечисленные выше действия модуля «Статический анализ» следующим образом. Обозначим через PR android-приложение, которое необходимо проверить: является ли оно вредоносным или нет. Выполнение статического анализа представляется предикатом $StA(x)$ формулы на языке логики предикатов первого порядка

$$StA(x) \supset manifest(x) \& bkod(x). \quad (3)$$

Здесь $manifest(x)$ – это анализ манифеста приложения x (в нашем случае $x = PR$), $bkod(x)$ – анализ байт-кода приложения x . В результате статического анализа приложения x получают три списка:

$$spisok1(x) \cup spisok2(x) \cup spisok3(x), \quad (4)$$

где $spisok1(x)$ – список разрешений приложения x ;

$spisok2(x)$ – список широковещательных намерений приложения x ;

$spisok3(x)$ – список функций *Android* API и библиотек ядра, которые могут быть вызваны из кода программы в процессе работы.

При этом перечень разрешенных функций (действий) из списка $spisok1(x)$ будем обозначать через $d_{11}, d_{12}, \dots, d_{1k1}$. Перечень широковещательных намерений приложения x из списка $spisok2(x)$ будем обозначать через $d_{21}, d_{22}, \dots, d_{2k2}$.

Перечень функций (*Android* API и библиотек ядра, которые могут быть вызваны из кода программы в процессе работы) из списка $spisok3(x)$ будем обозначать через $d_{31}, d_{32}, \dots, d_{3k3}$.

Процесс завершения обработки манифеста будем представлять индикатором $ind1$ (т. е. $ind1(x) = 1$ – манифест обработан; $ind1(x) = 0$, если не обработан). Состояние индикатора хранится в базе знаний СППР. В итоге имеем

$$spisok1(x) \& (ind1(x) = 0) \supset d_{11} \& d_{12} \& \dots \& d_{1k1}. \quad (5)$$

При формировании разрешений нас интересуют в первую очередь, те функции (действия) приложения, которые характерны для вредоносных приложений.

Разрешения будем представлять в наборе данных (в таблице) НД1 (в базе знаний раздел «ФАКТЫ») идентификаторами полей: *nomer* (номер), *diest* (действие), *nazv* (название функции, действия). Например, если в результате анализа в списке разрешений появилось действие d_{11} , то в наборе данных НД1 присваиваются значения $nomer = 1$, $diest(nomer) = d_{11}$ и $nazv_{d_{11}}$ – название этого действия, например: а) включение устройства, на котором находится исследуемое приложение; б) входящий вызов; в) исходящий вызов и т. д.

Формально на языке логики предикатов первого порядка для действия d_{11} получаем (полагаем, что начальное значение $nom = 1$)

$$(d_{11} \in spisok1(x)) \& (d_{11} \notin vredonos) \supset (nomer = nom) \& (diest(nomer) = d_{11}) \& (nazv(nomer) = nazv_{d_{11}}). \quad (6)$$

Здесь через $vredonos$ обозначено заранее определенное множество вредоносных действий. Через nom обозначен текущий номер действия, например $nom = 1$.

Для действия d_{12} из списка разрешений

$$(d_{12} \in spisok1(x)) \& (d_{12} \notin vredonos) \supset (nomer = nom + 1) \& (diest(nomer) = d_{12}) \& (nazv(nomer) = nazv_{d_{12}}). \quad (7)$$

Для действия d_{1k1} из списка разрешений

$$(d_{1k1} \in \text{spisok1}(x)) \& (d_{1k1} \notin \text{vredonos}) \supset (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_{1k1}) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d1k1}). \quad (8)$$

Обозначим все «оставленные» действия в НД1 из списка разрешений через $\text{spisok11}(x)$. Полагаем, что этот $\text{spisok2}(x)$ содержит намерения (действия) $d_{21}, d_{22}, \dots, d_{2k2}$, т. е.

$$\text{spisok2}(x) \& (\text{ind1}=0) \supset d_{21} \& d_{22} \& \dots \& d_{2k2}. \quad (9)$$

Тогда, учитывая сформированный ранее spisok11 , для первого ширококестельного намерения d_{21} имеем

$$(d_{21} \in \text{spisok2}(x)) \& (d_{21} \notin \text{spisok11}(x)) \& (d_{21} \notin \text{vredonos}) \supset (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_{21}) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d21}). \quad (10)$$

Здесь значение текущего номера nom будет равно заключительному номеру nomer сформированного ранее списка spisok11 . Для второго ширококестельного намерения (действия) d_{22} получаем

$$(d_{22} \in \text{spisok2}(x)) \& (d_{22} \notin \text{spisok11}(x)) \& (d_{22} \notin \text{vredonos}) \supset (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_{22}) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d22}). \quad (11)$$

Для $2k_2$ -го ширококестельного намерения (функции) d_{2k2}

$$(d_{2k2} \in \text{spisok2}(x)) \& (d_{2k2} \notin \text{spisok11}(x)) \& (d_{2k2} \notin \text{vredonos}) \supset (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_{2k2}) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d2k2}). \quad (12)$$

Обозначим все оставленные действия в НД1 из списка $\text{spisok2}(x)$ через $\text{spisok21}(x)$.

Для списка, который обозначим через $\text{spisok3}(x)$, функций *Android* API и библиотек ядра, будем использовать обозначения $d_{31}, d_{32}, \dots, d_{3k3}$. Тогда

$$\text{spisok3}(x) \& (\text{ind1}=0) \supset d_{31} \& d_{32} \& \dots \& d_{3k3}. \quad (13)$$

Аналогично формулам (11)–(13) для списка функций *Android* API и библиотек ядра получим

$$(d_{31} \in \text{spisok3}(x)) \& (d_{31} \notin \text{spisok11}(x)) \& (d_{31} \notin \text{spisok21}(x)) \& (d_{31} \notin \text{vredonos}) \supset (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_{31}) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d31}). \quad (14)$$

Заметим, что здесь значение текущего номера nom будет равно заключительному номеру nomer сформированного ранее списка $\text{spisok21}(x)$

$$(d_{32} \in \text{spisok3}(x)) \& (d_{32} \notin \text{spisok11}(x)) \& (d_{32} \notin \text{spisok21}(x)) \& (d_{32} \notin \text{vredonos}) \supset (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_{32}) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d32}) \quad (15)$$

...

$$(d_{3k3} \in \text{spisok3}(x)) \& (d_{3k3} \notin \text{spisok11}(x)) \& (d_{3k3} \notin \text{spisok21}(x)) \& (d_{3k3} \notin \text{vredonos}) \supset (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_{3k3}) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d3k3}) \& (\text{ind1}(x)=1). \quad (16)$$

Выражение $(\text{ind1}(x) = 1)$ в конце формулы (16) обозначает то, что статический анализ на android-приложении x завершен.

Динамический анализ android-приложений. Динамический анализ приложения, выполняемый чаще на виртуальном устройстве, чем на реальном, позволяет выявить все действия программы, выполненные без участия пользователя.

Таким образом, будет сформирован еще один список $spisok4(x)$ для приложения x , который содержит действия $d_{41}, d_{42}, \dots, d_{4k4}$.

На языке логики предикатов первой степени для динамического анализа ($DinA$) приложения x имеем формализмы получения этого $spisok4(x)$ и действий $d_{41}, d_{42}, \dots, d_{4k4}$:

$$DinA(x) \supset spisok4(x), \quad (17)$$

$$spisok4(x) \supset d_{41} \& d_{42} \& \dots \& d_{4k4}. \quad (18)$$

Объединим ранее полученные списки $spisok11(x)$, $spisok21(x)$, $spisok31(x)$ со списком $spisok4(x)$, учитывая то, что данные должны быть внесены в НД1 базы знаний в раздел «ФАКТЫ» (см. рис. 1), получаем последовательно для $d_{41}, d_{42}, \dots, d_{4k4}$:

$$(d_{41} \in spisok4(x)) \& (d_{41} \notin spisok11) \& (d_{41} \notin spisok21) \& (d_{41} \notin spisok31) \& \\ \& (d_{41} \notin vredonos) \supset (nomer = nom + 1) \& (diest(nomer) = d_{41}) \& (nazv(nomer) =) \\ = nazv\_d41)). \quad (19)$$

$$(d_{42} \in spisok4(x)) \& (d_{42} \notin spisok11) \& (d_{42} \notin spisok21) \& (d_{42} \notin spisok31) \& \\ \& (d_{42} \notin vredonos) \supset (nomer = nom + 1) \& (diest(nomer) = d_{42}) \& (nazv(nomer) = \\ nazv\_d42)) \quad (20)$$

$$\dots \\ (d_{4k4} \in spisok4(x)) \& (d_{4k4} \notin spisok11) \& (d_{4k4} \notin spisok21) \& \\ \& (d_{4k4} \notin spisok31) \& (d_{4k4} \notin vredonos) \supset (nomer = nom + 1) \& (diest(nomer) = \\ = d_{4k1}) \& (nazv(nomer) = nazv\_d4k1)) \quad (21)$$

Таким образом, в рамках формализмов логики предикатов первой степени были представлены некоторые действия статического и динамического анализов [формулы (3)–(21)].

Обозначим все оставленные действия в НД1 из списка $spisok4(x)$ через $spisok41(x)$, а сформулированный в результате статического и динамического анализов общий список действий, характерных для вредоносного приложения x , обозначим как

$$spisok(x) = spisok11(x) \cup spisok21(x) \cup spisok31(x) \cup spisok41(x).$$

Заметим, что выше было рассмотрено только одно (первое) android-приложение. Результаты записывались в набор данных (в таблицу) НД1 (в базе знаний раздел «ФАКТЫ»). Полагаем, что при исследовании второго android-приложения результаты будут записываться в набор данных (в таблицу) НД2 (в базе знаний раздел «ФАКТЫ»). При исследовании k -го android-приложения результаты – в набор данных (в отношение, в таблицу) НДК.

Продукционные правила СППР. Наш $spisok(x)$ является «пустым» перед началом статического и динамического анализов, также полагаем, что текущий номер $nom=1$. Все математические продукции, вводимые далее будем трактовать согласно подходу, представленному формулой (2), в которой S_d у нас будет представлять номер $\langle i \rangle$ продукции. Текущая ситуация Q_i и новая ситуация Q_l представляются на языке многосортной логики предикатов первого порядка. Воздействие U_k , которое текущую ситуацию Q_i преобразует в Q_l , будем обозначать символами D_i .

Множество правил продукций для статического анализа android-приложения x будет представлено далее. Рассмотрим первую продукцию

$$\langle 1 \rangle; (\exists x) StA(x) \xrightarrow{D_1} manifest(x) \& bkod(x).$$

В рассматриваемой продукции через $\langle 1 \rangle$ обозначен номер продукции. Через $StA(x)$ нами обозначен предикат «Android-приложение x подготовлено для статического анализа». Тогда, согласно ситуационной трактовке [9, 10] рассматриваемого выражения, если не существует ни одного такого android-приложения, т. е. $x = \emptyset$, то логическое выражение $(\exists x) StA(x) = 0$ и продукция «не срабатывает», а действие D_1 не выполняется. В случае, если имеется некоторое android-приложение, например приложение, обозначаемое нами через $PR1$, то логическое выражение для $x = PR1$ будет истинным, т. е. $(\exists x) StA(x) = 1$. Тогда продукция $\langle 1 \rangle$ «срабатывает», а действие D_1 «Выполнить статический анализ приложения x » исполняется.

В правой части продукции описываются элементы новой ситуации, полученные после действия, в данном случае, D_1 . Такими элементами являются $manifest(x)$ и $bkod(x)$, где $manifest(x)$ – это функция, которая применяется к объектам сорта Приложения $= \{PR1, PR2, \dots, PRN\}$, что позволяет получать соответствующие объекты сорта Манифесты $= \{manifest_1, manifest_2, \dots, manifest_N\}$. Например, положим, что $manifest1(PR1) = manifest_1$, $manifest1(PR2) = manifest_2$, ..., $manifest1(PRN) = manifest_N$. Аналогично, $bkod(x)$ – функция, и она применяется к объектам сорта Приложения $= \{PR1, PR2, \dots, PRN\}$. Это позволяет получать объекты сорта Байт-коды $= \{bkod_1, bkod_2, \dots, bkod_N\}$. Например, будем считать, что $bkod(PR1) = bkod_1$, $bkod(PR2) = bkod_2$, ..., $bkod(PRN) = bkod_N$. При этом

$$\langle 2 \rangle; (\exists x) Pmanifest(x) \xrightarrow{D_2} spisok1(x) \& spisok2(x).$$

В такой продукции через $\langle 2 \rangle$ обозначен номер продукции. Через $Pmanifest(x)$ нами обозначен предикат «Android-приложение x подготовлено для получения из манифеста приложения списка разрешений и списка широковебательных намерений». По ситуационной трактовке [9, 10] рассматриваемого выражения, если не существует ни одного требуемого манифеста, то логическое выражение $(\exists x) Pmanifest(x) = 0$ и продукция «не срабатывает», а действие D_2 не выполняется.

В том случае, если имеется некоторый требуемый манифест, например манифест, обозначаемый нами через $manifest_1$, то логическое выражение для $x = PR1$ будет истинным, т. е. $(\exists x) Pmanifest(x) = 1$. Тогда продукция $\langle 2 \rangle$ «срабатывает», а действие D_2 «Получить из манифеста приложения список разрешений и список широковебательных намерений» выполняется.

В правой части продукции описываются элементы новой ситуации, полученные после действия, в данном случае, D_2 . Такими элементами являются $spisok1(x)$ и $spisok2(x)$, где $spisok1(x)$ – это функция, которая применяется к объектам сорта Приложения $= \{PR1, PR2, \dots, PRN\}$. Областью значений этой функции являются соответствующие объекты сорта Списки $= \{spisok_11, spisok_12, \dots, spisok_1N\}$. Например, положим, что $spisok1(PR1) = spisok_11$, $spisok1(PR2) = spisok_12$, ..., $spisok1(PRN) = spisok_1N$. Аналогично, $spisok2(x)$ – это функция, которая применяется к объектам сорта Приложения $= \{PR1, PR2, \dots, PRN\}$. Областью значений этой функции являются соответствующие объекты сорта Списки $= \{spisok_21, spisok_22, \dots, spisok_2N\}$. Например, будем считать, что $spisok2(PR1) = spisok_21$, $spisok2(PR2) = spisok_22$, ..., $spisok2(PRN) = spisok_2N$.

Аналогичным образом интерпретируются нижеприведенные математические продукции

$$\langle 3 \rangle; (\exists y) Pspisok1(y) \xrightarrow{D_{3.1}} (d_{11} \& d_{12} \& \dots \& d_{1k1}) \& (ind1 = 1).$$

В этой продукции номер $\langle 3 \rangle$ через $Pspisok1(y)$ обозначен предикат «Список разрешений «у» подготовлен для представления в виде отдельных разрешений». Для android-приложения $PR1$ после выполнения продукции $\langle 2 \rangle$ список разрешений «у» будет определен как $y = spisok1(PR1) = spisok_11$. Следовательно, логическое выражение $(\exists y) Pspisok1(y) = 1$. После выполнения действия $D_{3.1}$ «Представить список разрешений в виде отдельных разре-

шений» получим элементы новой ситуации: отдельные разрешения в виде их конъюнкции $d_{11} \& d_{12} \& \dots \& d_{1k1}$ и индикатор завершения $ind1 = 1$ действия D_{3_1} .

$$\langle 4 \rangle; (\exists y) Pspisok2(y) \xrightarrow{D_{3\_2}} (d_{21} \& d_{22} \& \dots \& d_{2k2}) \& (ind2 = 1)$$

Продукция номер $\langle 4 \rangle$ трактуется аналогично продукции $\langle 3 \rangle$. Через $Pspisok2(y)$ обозначен предикат «Список широковещательных намерений «у» подготовлен для представления в виде отдельных намерений». Для android-приложения PR1 после выполнения продукции $\langle 2 \rangle$ список широковещательных намерений «у» будет определен как $y = spisok2(PR1) = spisok\_2$. Следовательно, логическое выражение $(\exists y) Pspisok2(y) = 1$.

После выполнения действия D_{3_2} «Представить список широковещательных намерений в виде отдельных намерений» получим элементы новой ситуации: отдельные широковещательные намерения в виде их конъюнкции $d_{21} \& d_{22} \& \dots \& d_{2k2}$ и индикатор завершения $ind2 = 1$ действия D_{3_2} .

Через $spisok1sa$ обозначим множество разрешений, которые выявлены статическим анализом и входят в число отобранных «подозрительных» 386 действий (функций) [4, 5].

Через $spisok2sa$ обозначим множество широковещательных намерений, которые выявлены статическим анализом и входят в число отобранных «подозрительных» 386 действий (функций) [4, 5].

Через $spisok3sa$ обозначим множество действий (функций) Android API и библиотек ядра, которые выявлены статическим анализом и входят в число отобранных «подозрительных» 386 действий (функций) [4, 5].

Через $spisok4da$ обозначим множество действий, которые выявлены динамическим анализом и входят в число отобранных «подозрительных» 386 действий (функций) [4, 5].

Следующие далее продукции трактуются аналогично.

Смысл остальных действий читается из формальных выражений правых частей продукций:

$$\langle 5 \rangle; (ind1 = 1) \xrightarrow{D_4} (L = 11)$$

$$\begin{aligned} \langle 6 \rangle; (d_L \in spisok1sa) \& (d_L \notin vredonos) \xrightarrow{D_5} \\ (nomer = nom + 1) \& (diest(nomer) = d_L) \& (nazv(nomer) = nazv\_d_L) \& \\ \& (L = f(L)) \& (spisok = spisok \cup d_L); \{6, 7\} \end{aligned}$$

$$\langle 7 \rangle; (ind2 = 1) \xrightarrow{D_6} (L = 21)$$

$$\begin{aligned} \langle 8 \rangle; (d_L \in spisok2sa) \& (d_L \notin vredonos) \xrightarrow{D_7} \\ (nomer = nom + 1) \& (diest(nomer) = d_L) \& (nazv(nomer) = nazv\_d_L) \& \\ \& (L = f(L)) \& (spisok = spisok \cup d_L); \{8, 9\} \end{aligned}$$

$$\langle 9 \rangle; (\forall x) Pbkod(x) \xrightarrow{D_8} spisok3(x)$$

$$\langle 10 \rangle; (\exists y) Pspisok3(y) \xrightarrow{D_{3\_3}} (d_{31} \& d_{32} \& \dots \& d_{3k3}) \& (ind1 = 3)$$

$$\langle 11 \rangle; (ind1 = 3) \xrightarrow{D_9} (L = 31)$$

$$\begin{aligned} \langle 12 \rangle; (d_L \in spisok3sa) \& (d_L \notin vredonos) \xrightarrow{D_9} (nomer = nom + 1) \& \\ \& (diest(nomer) = d_L) \& (nazv(nomer) = nazv\_d_L) \& \\ \& (L = f(L)) \& (spisok = spisok \cup d_L); \{12, 13\} \end{aligned}$$

$$\langle 13 \rangle; (ind1 = 3) \xrightarrow{D_{10}} (ind1 = f(ind1))$$

Будем полагать, что после статического анализа выполняется динамический анализ android-приложения x :

$$<14>; (\exists x) \text{DinA}(x) \xrightarrow{D_{1d}} \text{spisok4}(x)$$

$$<15>; (\exists y) \text{Pspisok4}(y) \xrightarrow{D_{3.4}} (d_{11} \& d_{12} \& \dots \& d_{1k1})$$

$$<16>; (\text{ind1} = 4) \xrightarrow{D_{10}} (L = 41)$$

$$<17>; (d_L \in \text{spisok4da}) \& (d_L \notin \text{vredonos}) \xrightarrow{D_{11}} \\ (\text{nomer} = \text{nom} + 1) \& (\text{diest}(\text{nomer}) = d_L) \& (\text{nazv}(\text{nomer}) = \text{nazv\_d}_L) \& \\ \& (L = f(L)) \& (\text{spisok} = \text{spisok} \cup d_L); \{17, 18\}$$

Пояснение к продукциям $<1>, \dots, <17>$. Функция $f(L) = L + 1$. Элемент продукции $<17>$ вида $\{17, 18\}$ требует, чтобы эта продукция выполнялась до тех пор, пока имеются элементы в списке *spisok4da*, а после этого необходимо перейти на продукцию $<18>$, аналогичные действия выполняются для продукций $<6>, <8>, <12>$.

Таким образом, если для формирования стека действий, характерных для вредоносных приложений, используется n приложений (например, $n = 8000$), то множество продукций $<1>, \dots, <17>$ будет выполнено СППР также n раз, в результате чего будет сформулирован, «обобщенный список по n приложениям» (это список действий, характерных для n вредоносных приложений).

Исследование конкретного android-приложения на «вредоносность». Переходим к этапу анализа конкретного исследуемого android-приложения. Пусть имеется сформированный список *spisok* характерных действий для вредоносных приложений и конкретное android-приложение PR1, которое мы хотим проверить на «вредоносность». Следовательно, СППР будет выполнять продукции, частично отличные от продукций $<1>, \dots, <17>$, потому, что сейчас необходимо определить вредоносные действия (и их количество) конкретного android-приложения с учетом списка *spisok*:

$$<18>; \text{StA}(\text{PR1}) \xrightarrow{D_1} \text{manifest}(\text{PR1}) \& \text{bkod}(\text{PR1})$$

$$<19>; \text{Pmanifest}(\text{PR1}) \xrightarrow{D_2} \text{spisok1}(\text{PR1}) \& \text{spisok2}(\text{PR1})$$

$$<20>; \text{Pspisok1}(\text{PR1}) \xrightarrow{D_{3.1}} (d_{11} \& d_{12} \& \dots \& d_{1k1}) \& (\text{ind2} = 1)$$

$$<21>; (\text{ind2} = 1) \xrightarrow{D_4} (M = 11)$$

$$<22>; (d_M \in \text{spisok1}(\text{PR1})) \& (d_M \in \text{spisok}) \xrightarrow{D_{12}} (\text{col}(\text{nomer}(d_M))) = \\ = f(\text{col}(\text{nomer}(d_M))) \& (M = f(M)); \{23, 24\}$$

$$<23>; \text{Pspisok2}(\text{PR1}) \xrightarrow{D_{3.2}} (d_{21} \& d_{22} \& \dots \& d_{2k2}) \& (\text{ind2} = 2)$$

$$<24>; (\text{ind2} = 2) \xrightarrow{D_{13}} (M = 21)$$

$$<25>; (d_M \in \text{spisok2}(\text{PR1})) \& (d_M \in \text{spisok}) \xrightarrow{D_{12}} (\text{col}(\text{nomer}(d_M))) = \\ = f(\text{col}(\text{nomer}(d_M))) \& (M = f(M)); \{25, 26\}$$

$$<26>; \text{Pbkod}(\text{PR1}) \xrightarrow{D_8} \text{spisok3}(\text{PR1})$$

$$<27>; \text{Pspisok3}(\text{PR1}) \xrightarrow{D_{3.3}} (d_{31} \& d_{32} \& \dots \& d_{3k3}) \& (\text{ind2} = 3)$$

$$<28>; (\text{ind2} = 3) \xrightarrow{D_9} (T = 31)$$

$$\langle 29 \rangle; (d_T \in \text{spisok } 3(\text{PR1})) \& (d_T \in \text{spisok}) \xrightarrow{D_{12}} (\text{col}(\text{nomer}(d_T)) = f(\text{col}(\text{nomer}(d_T))) \& (T = f(T)); \{29, 30\}$$

$$\langle 14 \rangle; (\exists x) \text{DinA}(x) \xrightarrow{D_{1d}} \text{spisok4}(x)$$

$$\langle 15 \rangle; (\exists y) \text{Pspisok4}(y) \xrightarrow{D_{3,4}} (d_{11} \& d_{12} \& \dots \& d_{1k1})$$

$$\langle 30 \rangle; \text{DinA}(\text{PR1}) \xrightarrow{D_{1d}} \text{spisok4}(\text{PR1})$$

$$\langle 31 \rangle; \text{Pspisok } 4(\text{PR1}) \xrightarrow{D_{3,4}} (d_{11} \& d_{12} \& \dots \& d_{1k1}) \& (\text{ind2} = 4)$$

$$\langle 32 \rangle; (\text{ind2} = 4) \xrightarrow{D_4} (Q = 41)$$

$$\langle 33 \rangle; (d_Q \in \text{spisok } 4(\text{PR1})) \& (d_Q \in \text{spisok}) \xrightarrow{D_{12}} (\text{col}(\text{nomer}(d_Q)) = f(\text{col}(\text{nomer}(d_Q))) \& (Q = f(Q)) \& (\text{indikator} = 2); \{33, 34\}$$

Здесь индикатор $\text{indikator} = 2$ указывает на то, что сбор требуемых данных об исследуемом android-приложении PR1 завершен.

В результате работы СППР по продукциям $\langle 18 \rangle, \dots, \langle 33 \rangle$ будет сформирован вектор, назовем его col , содержащий для каждого вредоносного действия количество раз его выполнения, а так как вредоносных действий, как правило, несколько, то и получаем «вектор». Например, такой список col может быть представлен матрицей размером $[1 \times 386]$, которая является частотой использования того или иного атрибута («386» – количество действий) [4, 5]. После того как был сформирован список действий spisok , можно перейти к обучению нейросети (это в настоящей работе не рассматривается).

Индикатор завершения формирования списка spisok нами был установлен как $\text{indikator} = 1$. Тогда продукция для запуска обучения нейросети (с учетом перечисленных выше требований) будет иметь вид

$$\langle 34 \rangle; (\text{indikator} = 1) \xrightarrow{D_{14}} \text{Obuchenie}(\text{neiroset}),$$

где D_{14} – процесс обучения нейросети neiroset , т. е. определение всех ее весовых коэффициентов.

После того как а) был сформирован вектор col , содержащий для каждого вредоносного действия количество раз его выполнения (col является «вектором» потому, что вредоносных действий, как правило, несколько, а для каждого действия ведется подсчет количества раз его выполнения, следовательно, получаем «вектор»); б) была обучена нейросеть neiroset , стало возможным проверить на «вредоносность» исследуемое приложение PR1:

$$\langle 35 \rangle; (\text{indikator} = 2) \xrightarrow{D_{15}} P(\text{col}, \text{neiroset}, \text{vredpril}),$$

где vredpril принимает значение «1», если исследуемое android-приложение является вредоносным, и «0» – не вредоносным. Полагается, что это значение формируется единственным выходом нейросети.

База знаний. База знаний (см. рис. 1) формируется на основании используемых функций и интерпретирующих их операций в продукциях. Для определенности будем считать, что в рассматриваемой ситуационной модели используются реляционные базы данных [для представления элементов «Факты» (рис. 2–4)]. В этом случае все данные представляются в виде отношений (таблиц) в третьей или четвертой нормальной форме.

Перед началом функционирования ситуационной модели в базу данных должны быть записаны начальные значения отдельных атрибутов. Часть базы знаний, именуемая как «Правила», содержит все знания в виде продукций (рис. 5).

номер (номер)	dies (действие)	pazv (название действия)
1	d_{11}	входящий вызов (название 11)
2	d_{12}	выходящий вызов (название 12)
...	...	...
k_1	d_{1k1}	название 1k1
$k_1 + 1$	d_{21}	название 21
$k_1 + 2$	d_{22}	название 22
...	...	...
$k_1 + k_2$	d_{2k2}	название 2k2
$k_1 + k_2 + 1$	d_{31}	название 31
$k_1 + k_2 + 2$	d_{32}	название 32
...	...	...
$k_1 + k_2 + k_3$	d_{3k3}	название 3k3
$k_1 + k_2 + k_3 + 1$	d_{41}	название 41
$k_1 + k_2 + k_3 + 2$	d_{42}	название 42
...	...	...
$k_1 + k_2 + k_3 + k_4$	d_{4k4}	название 4k4

Рис. 2. Отношение набор данных НД1 для android-приложения №1

номер действия	действие
1	d_{11}
2	d_{12}
...	...
k_1	d_{1k1}

(a)

номер действия	действие
1	d_{21}
2	d_{22}
...	...
k_2	d_{2k2}

(б)

номер действия	действие
1	d_{31}
2	d_{32}
...	...
k_3	d_{3k3}

(в)

Рис. 3. Отношения spisok1(a), spisok2(б), spisok3(в)

android приложение	значение индикатора
PR1	1

номер текущего действия	название текущего действия
177	название 177

Рис. 4. Отношение «Индикатор» и отношение «Действие»

База знаний			
Правила		Факты (База данных)	
продукция <1 >		НД 1	НД 2
продукция <2>			
...			
продукция <35>			

Рис. 5. База знаний

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Вследствие наличия нескончаемого потока вредоносных программ для операционной системы *Android* [1] в условиях неконтролируемого распространения приложений и наносимого ущерба настоятельно требуется оперативное выявление таких программ. Для этого предложено использовать разработанную авторами модель СППР с целью обнаружения вредоносных android-приложений. Выше рассмотрены предложенные компоненты СППР, включая систему продукций для реализации ситуационного подхода к управлению СППР. Ключевым элементом ситуационного подхода является модель базы знаний, содержащая факты (находясь в базе данных) и правила (в виде 35 продукций, в рассматриваемом случае).

Элементы концепции представления знаний на основе логики предикатов первого порядка и продукционного подхода в ситуационном моделировании авторами ранее были изложены. Например, в ситуационном моделировании применяются процессы функционирования компьютерных сетей и сетевого оборудования [11] в модели функционирования приложения IP-телефонии (здесь применено как продукционное представление знаний, так и ситуационное моделирование процессов функционирования) [12], в продукционном представлении знаний при моделировании источников атак в сети [13].

В настоящей работе эта концепция применена для поиска вредоносных программ в операционной системе *Android* (с помощью ситуационного подхода к управлению СППР по распознаванию этих программ).

Направлениями дальнейших исследований являются совершенствование интерфейса взаимодействия между компонентами СППР и расширение системы продукций для новых функций ситуационного управления процессами СППР.

Список использованных источников

1. «Доктор Веб»: обзор вирусной активности для мобильных устройств. – URL: <https://www.drweb> (дата обращения: 10.11.2024).
2. Скулкин О. В., Михайлов И. Ю., Макаров А. И. Принципы обнаружения вредоносных приложений для Android. – URL: https://www.anti-malware.ru/analytics/Threats_Analysis/principles_detection_malicious_applications_Android#part2 (дата обращения: 10.11.2024).
3. Хайкин С. Нейронные сети : Полный курс. – М. : ИД «Вильямс», 2016. – 601 с.
4. Татарникова Т. М., Журавлев А. М. Нейросетевой метод обнаружения вредоносных программ на платформе Android // Программные продукты и системы. – 2018. – № 3. – С. 543–547.
5. Saba A. Android Malware Detection & Protection: A Survey // International Journal of Advanced Computer Science and Applications. – 2016. – Vol. 7, № 2. – P. 463–475.
6. Мироненко А. Н. Метод статического анализа исходного кода приложений операционной системы Android на наличие вредоносного кода // Математические структуры и моделирование. – 2018. – № 2(46). – С. 153–156.
7. Жернаков С. В., Гаврилов Г. Н. Система обнаружения вредоносных программ в операционной системе Android // Вестник УГАТУ. – 2016. – Т. 20, № 2. – С. 117–122.
8. Гаврилова Г. А., Хорошевский В. Ф. Базы знаний интеллектуальных систем. – СПб. : Питер, 2000. – 384 с.
9. Клыков Ю. И. Ситуационное управление большими системами. – М. : Энергия, 1974. – 134 с.
10. Поспелов Д. А. Ситуационное управление. Теория и практика. – М. : Наука, 1986. – 288 с.

11. *Ломако А. Г., Моргунов В. М.* Ситуационное моделирование процессов функционирования компьютерных сетей и сетевого оборудования // Симпозиум по кибербезопасности в цифровой экономике-CDE'17. – Ун-т Иннополис, 2017. – С. 240–248.
12. Модель функционирования приложения IP-телефонии / А. Г. Ломако [и др.] // Симпозиум по кибербезопасности в цифровой экономике-CDE'17. – Ун-т Иннополис, 2017. – С. 261–269.
13. *Ломако А. Г., Еремеев М. А., Моргунов В. М.* Продукционное представление знаний для моделирования источников атак в сети // Симпозиум по кибербезопасности в цифровой экономике-CDE'17. – Ун-т Иннополис, 2017. – С. 167–180.
14. *Расева Е., Сикорский Р.* Математика метаматематики. – М. : Наука, 1972. – 591 с.

Н. Ф. Аверкиев,
доктор технических наук, профессор;
С. Г. Кочиев;
В. В. Салов,
доктор технических наук, доцент

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОСТОЯННО РАБОТАЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Отмечена значимость использования сверхнизких орбит. Разработан алгоритм поиска минимальной высоты существования КА на сверхнизкой орбите с применением метода статистических испытаний. Рассмотрен пример реализации предложенного алгоритма с типовыми характеристиками малого КА.

Ключевые слова: космический аппарат, сверхнизкая орбита, метод статистических испытаний, атмосфера, электрическая ракетная двигательная установка.

ВВЕДЕНИЕ

Для уменьшения массогабаритных характеристик выводимого КА, минимизации вероятности столкновения его с космическим мусором и использования менее мощных устройств для передачи информации рассматриваются высоты в диапазоне сверхнизких орбит (СНО) (150–300 км) [1].

Мировой опыт применения КА на СНО показывает, что функционирование КА на СНО затруднено вследствие воздействия атмосферы, оказывающей влияние на параметры движения. При движении в атмосфере без коррекции параметров орбиты КА будет терять высоту под действием аэродинамического сопротивления, войдет в плотные слои и прекратит свое существование. Поэтому для удержания КА на СНО необходимо иметь двигательную установку (ДУ) с запасом рабочего тела, способную парировать действие аэродинамической силы. Запас рабочего тела, который хранится на борту КА, составляет значительную часть от общей массы КА, а срок активного существования КА ограничен размерами такого запаса. В связи с этим в настоящее время ведутся разработки новых типов ДУ, использующих в качестве рабочего тела газ заборной атмосферы. Такие ДУ дают возможность выводить КА на орбиту без запаса рабочего тела и обеспечивать поддержание заданных значений параметров движения КА на СНО на интервале времени работы ДУ [2]. Принцип работы указанных ДУ заключается в том, что газ, поступающий из атмосферы через воздухозаборник электрической ракетной двигательной установки (ЭРДУ), выбрасывается в виде ускоренных ионов, создавая силу тяги [3, 4]. Такие двигатели получили название прямоточные ЭРДУ.

Для поддержания заданных значений параметров орбиты КА необходимо, чтобы аэродинамическая сила и сила тяги ЭРДУ взаимно компенсировались. Вместе с тем сила тяги ЭРДУ рассчитывается по формуле

$$P_{\text{ЭРДУ}} = W_{\text{эф}} m_{\text{с}}, \quad (1)$$

где $W_{\text{эф}}$ – эффективная скорость истечения газов из сопла ЭРДУ;
 $m_{\text{с}}$ – секундный массовый расход рабочего тела ЭРДУ.

Как следует из анализа работы [5], высокая эффективная скорость истечения $W_{\text{эф}}$ в двигателях подобного типа может быть достигнута только при высокой температуре рабочего тела. Однако ее значения ограничены термпрочностными характеристиками конструкцион-

ных элементов тяговых камер. Поэтому достижимые эффективные скорости $W_{\text{эф}}$ истечения газов не должны превышать заданного граничного значения $W_{\text{эф}}^{\text{зад}}$.

Секундный массовый расход топлива m_c для прямоточных ЭРДУ зависит от плотности атмосферы ρ на высоте полета h и площади воздухозаборника $S_{\text{вз}}$, а также от скорости движения КА V относительно набегающего потока воздуха[3]:

$$m_c = \rho(h) S_{\text{вз}} V. \quad (2)$$

Как показали исследования [6], зависимость секундного массового расхода от высоты орбиты для среднего уровня солнечной активности и для фиксированного значения площади воздухозаборника ($S_{\text{вз}} = 2 \text{ м}^2$) будет иметь вид, представленный на рис. 1.

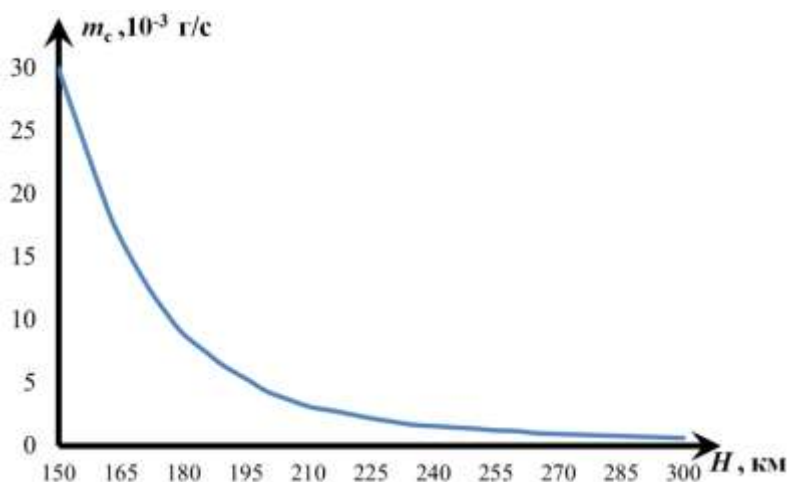


Рис. 1. Зависимость секундного массового расхода от высоты орбиты

Из выражения (2) следует, что максимальная величина силы тяги прямоточного ЭРДУ $P_{\text{ЭРДУ}}$ зависит от высоты полета КА h и заданной величины эффективной скорости истечения газов из сопла ЭРДУ $W_{\text{эф}}^{\text{зад}}$. Помимо этого максимальная величина тяги ЭРДУ также ограничена. Характер изменения величины тяги прямоточного ЭРДУ был рассмотрен в работе [3] и имеет вид, представленный на рис. 2.

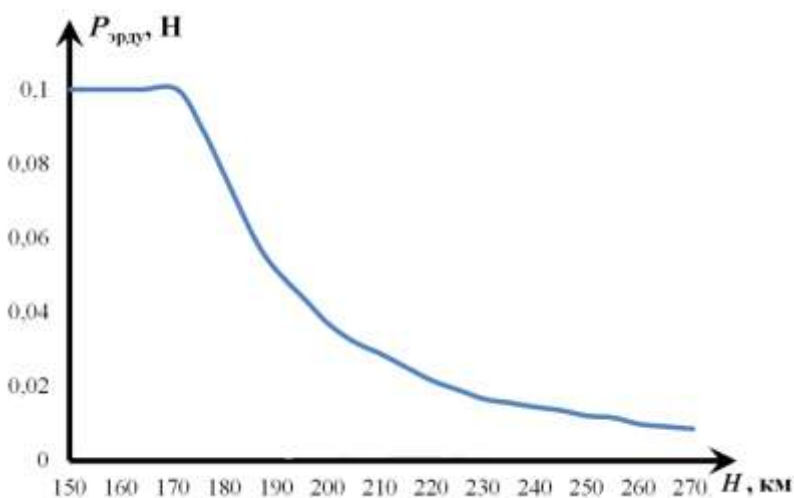


Рис. 2. Зависимость величины тяги ЭРДУ от высоты орбиты

Путем выбора высоты орбиты определяется способность прямоточного ЭРДУ парировать аэродинамическую силу и удерживать космический аппарат на заданной высоте целевой орбиты. В связи с этим возникает задача оценки минимальной возможной высоты орбиты космического аппарата с прямоточной ЭРДУ, использующей заборный газ в качестве рабочего тела.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть КА имеет постоянно работающую ЭРДУ, рабочим телом для которой является газ заборной атмосферы. Движение КА описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений в гринвичской системе координат (ГСК) следующего вида:

$$\dot{\vec{x}} = \vec{f}(\vec{x}, P_{\text{ЭРДУ}}, \rho), \quad (3)$$

где $\vec{x}$ – вектор параметров движения КА;
 $P_{\text{ЭРДУ}}$ – сила тяга ЭРДУ;
 ρ – плотность газа заборной атмосферы;
 $t \in [t_0, t_k]$ – заданный интервал времени функционирования КА;
 t_0 – время начала функционирования КА;
 t_k – планируемое время окончания функционирования КА.

Расчет величины лобового сопротивления в общем случае является непростой задачей, так как процессы, происходящие в атмосфере, на высотах от 100 км остаются неизученными. В качестве допущения для расчета величины силы лобового сопротивления была принята следующая формула:

$$Q = \frac{c_x S_m \rho V^2}{2m} \quad (4)$$

где c_x – безразмерный коэффициент силы лобового сопротивления;
 m – масса КА;
 S_m – площадь миделева сечения КА;
 ρ – плотность атмосферы на высоте h ;
 V – скорость набегающего потока.

Величина плотности газа заборной атмосферы ρ в общем случае является функцией, которую можно представить в следующем виде[7]:

$$\rho = \rho(h, \lambda, \psi, \vec{\Theta}_c, I_c), \quad (5)$$

где ψ и λ – широта и долгота точки определения плотности;
 h – высота точки определения высоты;
 $\vec{\Theta}_c$ – вектор координат Солнца в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат $\vec{\Theta}_c = [x_c, y_c, z_c]^T$;
 I_c – индекс солнечной активности (в общем случае I_c – случайная величина, обозначаемая как $\hat{I}_c$).

Дифференциальные уравнения (3) непрерывны по совокупности параметров $\vec{x}, \rho$ и непрерывно дифференцируемы по $\vec{x}$.

Необходимо из множества высот орбиты КА H , которые обеспечивают требуемую вероятность $p_{\text{тр}}$ удержания драконического периода в заданном диапазоне $\Delta T_{\Omega}^{\text{зад}}$, найти минимальную высоту $h_{\min}$.

Следует определить вектор параметров орбиты $\vec{q}$, доставляющих минимум функционалу:

$$\vec{q} = \arg \min_{\vec{q} \in Q} \int_0^{\tau} S(\vec{q}(\vec{E}, t), \vec{q}^{kp}(E)) dt, \quad (6)$$

где Q – область допустимых значений параметров орбиты;
 S – расстояние орбиты с параметрами Q до критической орбиты;
 τ – планируемое время существования КА на орбите;
 E – вектор проектных характеристик КА,

$$\vec{E} = [c_x, S_m, m, W_{\text{эф}}^{\text{зад}}]^T,$$

где c_x – безразмерный коэффициент силы лобового сопротивления;
 S_m – площадь мицелева сечения КА;
 m – масса КА;
 $W_{\text{эф}}^{\text{зад}}$ – заданная величина эффективной скорости истечения газов из сопла ЭРДУ;

$\vec{q}$ – вектор параметров орбиты КА,

$$\vec{q} = [\Omega, \omega, i, e, a, u]^T;$$

где Ω – прямое восхождение восходящего узла орбиты;
 ω – аргумент широты перигея орбиты;
 i – наклонение орбиты к плоскости экватора;
 e – относительный эксцентриситет орбиты;
 a – большая полуось орбиты;
 u – аргумент широты КА.

Для решения задачи рассматриваются круговые орбиты $e = 0$, $\Omega = 0$, $\omega = 0$. Начало движения происходит на восходящем узле орбиты $u = 0$. Большая полуось a на восходящем узле орбиты определяется соотношением

$$a = R_{\text{экв}} + H_{\text{КА}}, \quad (7)$$

где $R_{\text{экв}}$ – радиус Земли на экваторе;
 $H_{\text{КА}}$ – высота КА от поверхности Земли.

Решение задачи сводится к определению начальной высоты орбиты $H_{\text{КА}}$ на восходящем узле для различных наклонений i .

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОСТОЯННО РАБОТАЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Для определения минимальной высоты круговой орбиты КА в диапазоне СНО можно применить метод статистических испытаний.

На промежутке 11-летнего цикла случайным образом N -е количество раз определим моменты времени, по которым определим начальные условия движения КА и индексы солнечной активности. Для этого зададим:

- вектор проектных характеристик КА $\vec{E} = [c_x, S_m, m, W_{\text{эф}}^{\text{зад}}]^T$,
- диапазон исследуемых начальных высот полета КА $h \in [150; 300]$ с шагом разбиения диапазона Δh ;
- количество испытаний N на каждом временном подынтервале;
- критерий определения исхода испытания:

$$\begin{cases} \text{если } \Delta T_{\Omega}(t) \leq \Delta T_{\Omega}^{\text{зад}}, & t \in [t_0; t_k] - \text{исход испытания успешен;} \\ \text{если } \Delta T_{\Omega}(t) > \Delta T_{\Omega}^{\text{зад}}, & t \in [t_0; t_k] - \text{исход испытания неудачен;} \end{cases}$$

- критерий определения возможности существования КА на орбите:

$$\begin{cases} \text{если } p(h) \geq p_{\text{зад}}, & h \in [150; 300] - \text{приемлемая высота орбиты КА;} \\ \text{если } p(h) < p_{\text{зад}}, & h \in [150; 300] - \text{неприемлемая высота орбиты КА.} \end{cases}$$

Так как плотность газа заборной атмосферы ρ зависит от положения Солнца относительно Земли и КА, целесообразно исследуемый период времени взять равным тропическому году $T_{\text{тр}}$, а подынтервалы – равными драконическому периоду обращения КА вокруг Земли T_{Ω} .

Для того чтобы максимальная возможная ошибка Δ в определении вероятности интересующего события была не больше 10^{-5} , нужно осуществить не меньше чем N испытаний [8]:

$$N = \frac{4p(1-p)}{\Delta^2}, \quad (8)$$

где p – искомая вероятность события, за величину которой принимается ориентировочное значение частоты первой серии испытаний. Величина далее уточняется по мере увеличения числа испытаний.

Для решения сформулированной задачи предлагается следующий алгоритм:

1. Задаются исходные данные:

- вектор проектных параметров КА

$$\vec{E} = [c_x, S_m, m, W_{\text{эф}}^{\text{зад}}]^T;$$

- величина вероятности удержания драконического периода обращения в заданном диапазоне $P_{\text{зад}}$;

- количество испытаний $N_{\text{зад}}$;

- величина изменения драконического периода $\Delta T_{\Omega}^{\text{зад}}$;

- исследуемый интервал высот $h \in [150; 300]$;

- шаг перебора высот Δh .

2. Задаются высоты орбиты для оценки вероятности минимального изменения драконического периода

$$h_j = H_{\min} + \Delta h \cdot j \quad (9)$$

где j – порядковый номер исследуемой высоты $j \in [1; n]$.

3. Определяется момент времени с помощью датчика случайных чисел на 11-летнем интервале солнечных циклов, по которому можно найти индекс солнечной активности $\hat{I}_c$.

4. Моделируется движение КА на интервале времени $t \in [t_0, t_k]$ (интегрируется численным методом система дифференциальных уравнений, описывающая движение центра масс КА), и рассчитываются величина драконического периода T_Ω и ее отличие от начального значения $\Delta T_\Omega = T_\Omega(h, t_0) - T_\Omega(h, t)$.

5. Проверяется условие:

$$\begin{cases} \text{если } \Delta T_\Omega < \Delta T_\Omega^{\text{зад}}, \text{ то переход на следующий шаг алгоритма (успешный исход);} \\ \text{если } \Delta T_\Omega \geq \Delta T_\Omega^{\text{зад}}, \text{ то переход к п.7 (исход неуспешный).} \end{cases}$$

6. Считается число успешных испытаний:

$$m := m + 1 \quad (10)$$

7. Проверяется условие

$$\begin{cases} \text{если } N \geq N_{\text{зад}}, \text{ то переход на следующий шаг алгоритма;} \\ \text{если } N < N_{\text{зад}}, \text{ то } N := N + 1 \text{ и возвращение к п. 3 алгоритма.} \end{cases}$$

8. Рассчитывается p_j – вероятность удержания драконического периода КА в заданном диапазоне на высоте h_j :

$$p_j = \frac{m}{N}, \quad (11)$$

где m – количество успешных испытаний;

N – общее количество испытаний.

9. Проверяется условие:

$$\begin{cases} \text{если } p_j \geq p_{\text{зад}}, \text{ то переход на следующий шаг алгоритма;} \\ \text{если } p_j < p_{\text{зад}}, \text{ то возвращение к пункту 2 алгоритма.} \end{cases}$$

10. Определяется минимальная высота орбиты КА в диапазоне СНО:

$$h_{\min} = h_j. \quad (12)$$

Схема алгоритма определения минимальной высоты круговой орбиты КА с постоянно работающей двигательной установкой представлена на рис. 3.

Для подтверждения рассмотренных выше теоретических положений поиск минимальной высоты круговой орбиты был осуществлен с использованием разработанного алгоритма для исходных данных малого КА. К таким данным относятся следующие:

- коэффициент лобового сопротивления КА $c_x = 2,5$;
- площадь миделевого сечения КА $S_m = 1,5 \text{ м}^2$;
- масса КА $m = 100 \text{ кг}$;
- заданный критерий вероятности удержания драконического периода в заданном диапазоне $P_{\text{зад}} = 0,997$;

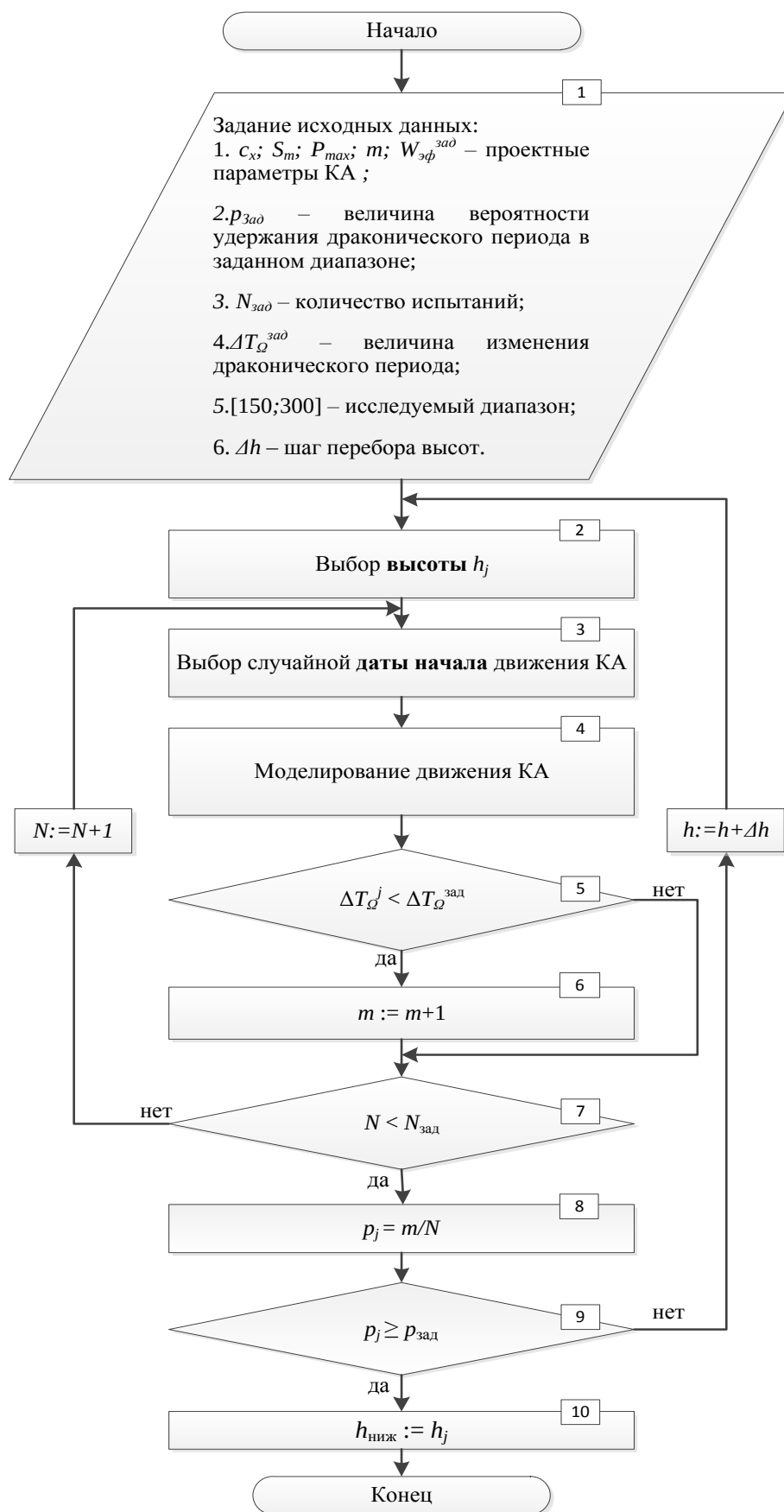


Рис. 3. Схема алгоритма определения минимальной высоты круговой орбиты КА с постоянно работающей двигательной установкой

- эффективная скорость истечения газов из сопла ЭРДУ $W_{эф} = 10^4$ м/с;
- количество испытаний $N = 1500$ для максимальной ошибки в определении вероятности $\Delta = 10^{-6}$;
- исследуемый интервал высот СНО $h \in [150; 300]$ км;
- шаг перебора высоты орбиты $\Delta h = 1$ км.

В результате проведенных расчетов были получены результаты, представленные на рис. 4 и 5.

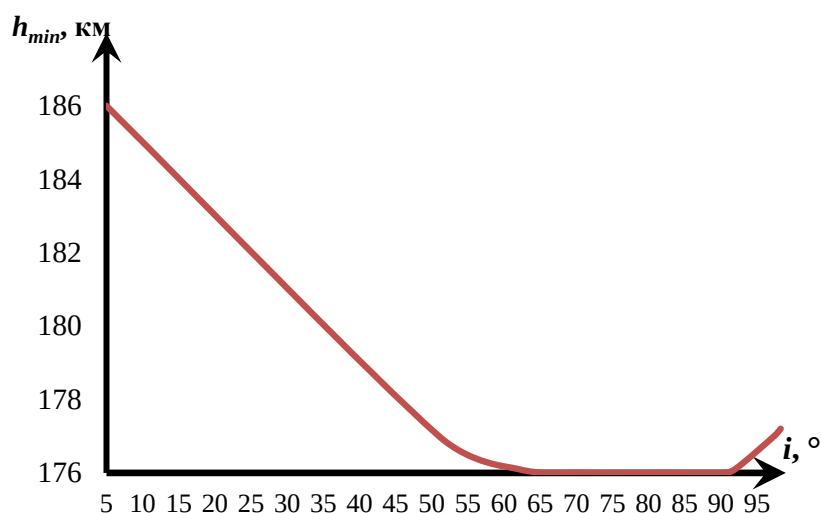


Рис. 4. Зависимость минимальной возможной высоты КА на СНО от наклона орбиты

Следует отметить, что фигура Земли имеет вид эллипсоида, а высота орбиты КА отсчитывается от его поверхности, на одной и той же высоте плотность атмосферы на экваторе и плотность атмосферы на полюсе будут отличаться. Поэтому и минимальная высота СНО для разных наклонов – разная: для экваториальных орбит она составляет 186 км; для приполярных орбит (60–80°) – 178 км; для полярных орбит – 176 км.

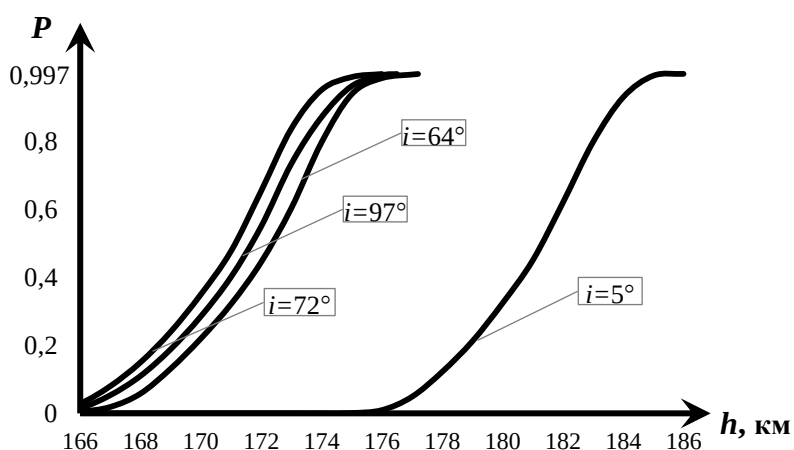


Рис. 5. График зависимости вероятности удержания драконического периода обращения КА в заданном диапазоне от высоты орбиты для различных наклонов i

Качественный характер зависимости вероятности удержания периода обращения КА от высоты орбиты для всех наклонов одинаков.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Вследствие существенного влияния атмосферы на продолжительность функционирования КА на СНО необходимо постоянно корректировать параметры орбиты. Использование прямоточных ЭРДУ для парирования аэродинамического сопротивления позволит не ограничивать срок активного существования КА объемом запасенного на борту рабочего тела. Так как величина тяги ограничена техническими возможностями ЭРДУ, существует такая минимальная высота орбиты, ниже которой аэродинамическая сила будет преобладать над величиной тяги ЭРДУ, что не позволит КА удерживать высоту орбиты на заданном интервале времени.

Для определения минимальной высоты орбиты КА с прямоточным ЭРДУ разработан алгоритм, который основан на методе статистических испытаний. В статье приведен пример реализации алгоритма для характеристик малого КА на СНО. Применение алгоритма позволило определить, что, помимо технических характеристик КА, минимальная высота удержания драконического периода обращения КА с прямоточным ЭРДУ зависит от наклона орбиты (см. рис. 4 и 5).

Разработанный алгоритм позволяет определить минимальную высоту орбиты для различных технических характеристик КА. Для заданных исходных данных получены следующие результаты: для экваториальных орбит минимальная высота орбиты равна 186 км; для приполярных орбит (60–80°) – 178 км; для полярных орбит – 176 км.

Список использованных источников

1. Волоцунев В. В. Низкоорбитальные космические аппараты высокдетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров // Наука и инновации. – 2021. – № 12 – С. 1–17.
2. Геча В. Я., Каверин В. В., Пугач И. Ю. Возможность создания низкоорбитального космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на атмосферных газах в качестве рабочего тела // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С.167–173.
3. Прямоточный электрореактивный двигатель для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов / С. В. Канев [и др.] // Известия вузов. Авиационная техника. – 2015. – № 3. – С. 35–40.
4. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов / А. И. Ерофеев [и др.] // Вестник НПО имени С. А. Лавочкина. – 2022. – № 3 – С. 107–114.
5. Двигательные установки космических летательных аппаратов: в 2 ч. : учеб. пособие / В. В. Синявский [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – Ч. 2 : Электроракетные двигатели и двигательные установки на их основе. – 131 с.
6. Свид. № 2024681484 РФ. Программа расчета параметров движения космического аппарата на сверхнизкой орбите / С. Г. Кочиев. – № 2024680353; заявл.03.09.2024; опубл. 10.09.2024. – 20 с.
7. ГОСТ Р 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли : [принят и утвержден в действие постановлением Госстандарта России от 9 марта 2004 г. № 93-ст] : [введен впервые] : дата введения 2005-01-01 / разработан 4-м Центральным научно-исследовательским институтом Министерства обороны Российской Федерации. – М. : Изд-во стандартов, 2005. – 24 с.
8. Вентцель Е. С. Исследование операций: задачи, принципы, методология : учебник. – М. : Дрофа, 2004. – 207 с.

9. Горбулин В. И., Поляков С. А., Скопцов А. А. Учет критических этапов прохождения спутником теневых участков орбиты при обосновании орбитального построения высокоорбитальных систем с использованием диссимметричных полиструктур // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 682 – С. 48–60.

10. Концепция применения технологий унифицированных космических платформ на основе открытой архитектуры в процессах создания и эксплуатации перспективных космических аппаратов / А. А. Абдурахимов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683 – С. 84–91.

11. Коваленко А. Ю., Кульвиц А. В., Хасанов А. Ю. Построение систем космических аппаратов с малыми разрывами в наблюдении поверхности Земли // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С. 238–245.

Н. Ф. Аверкиев,
доктор технических наук, профессор;
С. Л. Рожковский;
А. Ю. Хасанов,
кандидат технических наук

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИТЕЛЬНОСТИ РАЗВЕРТЫВАНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С НЕСТАБИЛЬНОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРОЙ

Приведено схематическое представление процесса развертывания орбитальной группировки (ОГ) космических аппаратов (КА) с нестабильной баллистической структурой с помощью блока разведения групповым способом. Рассмотрены зависимости параметров орбит отделившихся КА от параметров их отделения.

Ключевые слова: многоспутниковая орбитальная группировка, космический аппарат, нестабильная баллистическая структура.

ВВЕДЕНИЕ

Существуют различные виды построения систем КА, к которым можно отнести:

- детерминированные системы КА;
- вероятностные системы КА (или ОГ КА с нестабильной баллистической структурой [1]).

Детерминированные системы требуют периодического проведения коррекции орбит каждого КА для поддержания системных параметров [2]. Вероятностное построение характеризуется случайным расположением КА в пространстве, в результате которого ОГ КА имеет нестабильную баллистическую структуру. В такой системе параметры отдельных КА будут незначительно отличаться, а поддержание структуры не требуется. В результате возможен вывод некорректируемых космических аппаратов для развертывания многоспутниковой орбитальной группировки.

Вероятностная система КА может быть развернута следующим образом: на целевую орбиту выводится блок разведения, на которой находится группа из нескольких десятков (сотен) КА [1]. В соответствии с заданной циклограммой полета космические аппараты отделяются от блока разведения в заданных направлениях, с заданным импульсом скорости и заданным интервалом между отделениями КА. Орбиты отделившихся КА в силу относительно малой величины импульса отделения можно считать принадлежащими плоскости орбиты блока разведения (орбитальной плоскости) [3]. Вопрос построения вероятностных систем впервые рассмотрен в одном из разделов монографии [4], однако способы построения таких систем не были описаны в достаточной степени.

В настоящее время с развитием микроэлектроники массогабаритные характеристики КА значительно уменьшаются. Активно внедряются малые КА, масса которых менее 1000 кг, а в отдельных случаях – и менее 1 кг. Однако двигательная установка, а также топливо на борту, необходимое для коррекции, составляют значительную часть общей массы малого КА. Отсутствие данных элементов позволит существенно снизить массу каждого КА, а следовательно, увеличить общее количество КА, выводимых на орбиту при групповом запуске [5, 6].

В работе рассмотрена задача определения влияния параметров орбиты блока разведения и параметров отделения КА на временные характеристики развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой.

СХЕМА ПРОЦЕССА РАЗВЕРТЫВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С НЕСТАБИЛЬНОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРОЙ

Рассмотрим отделение КА от блока разведения в орбитальной системе координат $Obtr$. Начало системы координат O совпадает с центром масс блока разведения, ось Ot направлена по трансверсальной составляющей вектора скорости блока разведения, ось Or – по радиусу-вектору блока разведения, а Ob дополняет систему координат до правой.

На баллистическую структуру ОГ при групповом выведении будут влиять параметры отделения КА и параметры орбиты блока разведения. В этом случае параметры развертывания ОГ КА с нестабильной баллистической структурой можно представить в виде вектора

$$Z_N = \{Z_j\}, \quad Z_j = (\alpha_j, \beta_j, \Delta V_j, \Delta t_{\text{отд}}), \quad j = \overline{1, N}, \quad (1)$$

где α_j – угол между осью Ob и вектором импульса скорости отделяющегося j -го КА от блока разведения в плоскости Obt орбитальной системы координат;
 β_j – угол между осью Ob и вектором импульса скорости отделяющегося j -го КА от блока разведения в плоскости Obr орбитальной системы координат;
 ΔV_j – импульс скорости j -го КА;
 $\Delta t_{\text{отд}}$ – временной интервал между отделениями КА.

Для расчета длительности развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой, которое зависит от параметров (1), необходимо определить состояние, при котором ОГ будет являться развернутой.

Схема процесса развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой представлена на рис. 1. Характеризующим параметром развертывания ОГ в данном случае будет являться угол $\Delta\varphi$, между направлениями на КА с наибольшим периодом обращения (помечен цифрой 1) и на КА с наименьшим периодом обращения (помечен цифрой 2). Стрелкой обозначено направление движения КА.

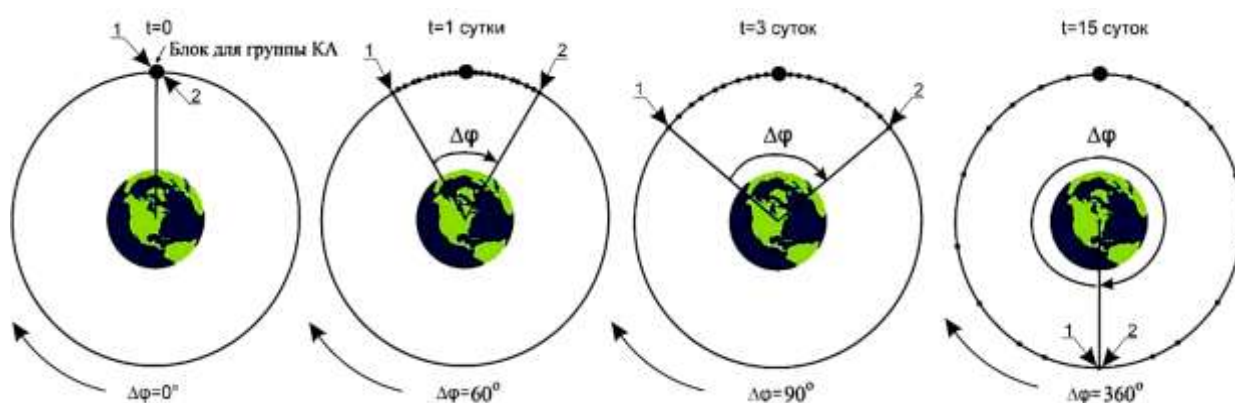


Рис. 1. Схема процесса развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой

Представим схематично орбитальную плоскость так, как показано на рис. 2.

В каждой четверти с течением времени количество КА будет меняться вследствие незначительных отличий в значениях больших полуосей орбит КА, а значит, и их периодов обращения. Исследование показало, что для различных значений $\Delta\varphi$ процентное соотношение КА, находящихся в каждой четверти, будет носить характер, представленный на рис. 3 и 4 [4]. Разность между наибольшим и наименьшим процентным содержанием КА в четвертях обозначена как Δ .

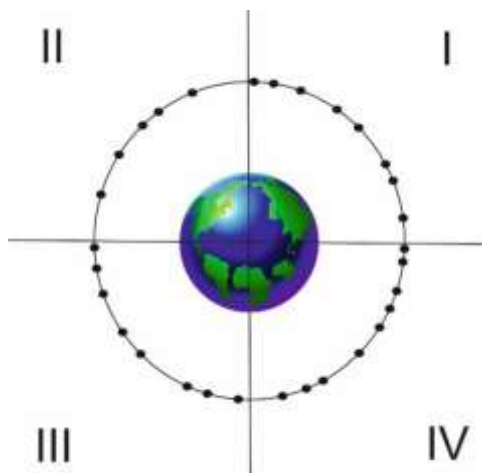


Рис. 2. Условное разделение орбитальной плоскости на четверти

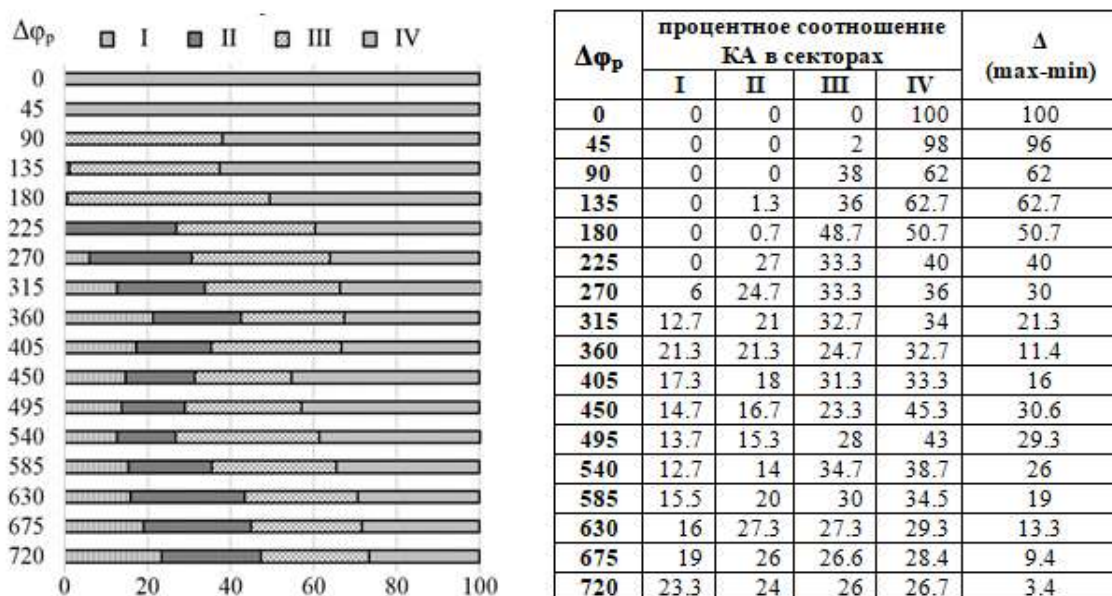


Рис. 3. Процентное соотношение КА в четвертях

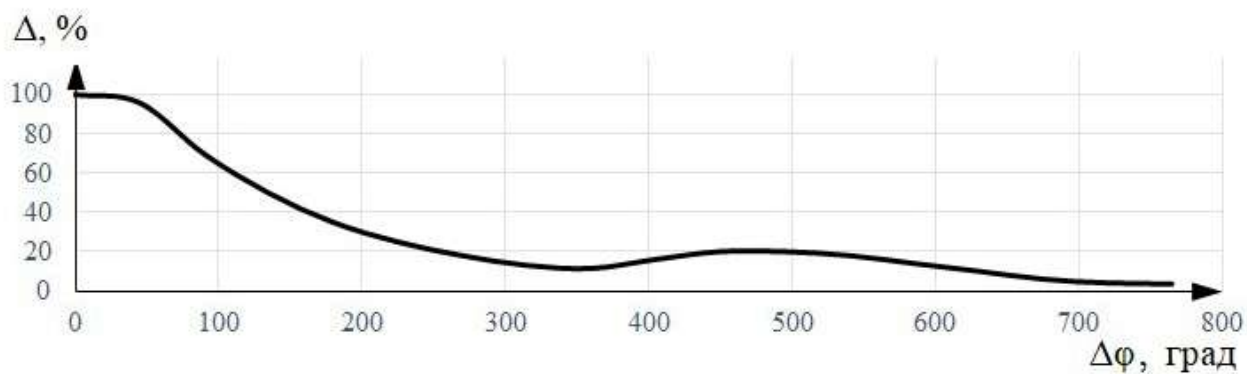


Рис. 4. Зависимость разности между наибольшим и наименьшим процентным содержанием КА в четвертях от значений углового расстояния между радиусами-векторами КА $\Delta\varphi$

Например, для $\Delta\varphi = 270^\circ$ расположение КА в каждой из четвертей неравномерно ($\Delta = 30\%$), а при значении $\Delta\varphi = 360^\circ$ КА расположены примерно в одинаковом процентном соотношении ($\Delta = 11,4\%$). Несмотря на то, что далее следует увеличение значения Δ до $30,6\%$, потом происходят снижение и выравнивание графика, что связано с «перемешиванием» КА вдоль орбиты.

Исходя из полученных результатов, будем полагать, что при $\Delta\varphi \geq 360^\circ$ многоспутниковую ОГ КА с нестабильной баллистической структурой можно считать развернутой.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИТЕЛЬНОСТИ РАЗВЕРТЫВАНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С НЕСТАБИЛЬНОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРОЙ

Поскольку величина импульса скорости, который получает КА при отделении от блока разведения, мала по сравнению со скоростью блока разведения ($\Delta V_j \ll V$), изменения параметров орбит отделившихся КА также будут незначительными. Эффект от данных изменений будет проявляться не сразу после отделения КА, а по прошествии некоторого интервала времени. Пусть орбита блока разведения является круговой, тогда на длительность развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой будет влиять значение разности периодов обращения отделившихся КА. Поскольку период обращения КА напрямую зависит только от большой полуоси орбиты:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (2)$$

то отсюда следует, что длительность развертывания будет зависеть только от разности больших полуосей орбит отделившихся КА, которые, в свою очередь, будут зависеть от величины трансверсальной составляющей импульса скорости ΔV_τ :

$$\Delta a = \frac{2a^2 V_{кр}}{\mu} \Delta V_\tau, \quad (3)$$

где $V_{кр}$ — скорость движения блока разведения по круговой орбите,

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}.$$

Изменение значения угла $\Delta\varphi$ за один виток вокруг Земли также будет зависеть от ΔV_τ :

$$\Delta\varphi = 6\pi \frac{\Delta V_\tau}{V_{кр}}, \quad (4)$$

вследствие чего период обращения отделившегося КА изменится на величину

$$\Delta T = \Delta\varphi \frac{T_0}{2\pi}, \quad (5)$$

где T_0 — период обращения блока разведения.

Тогда длительность развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой определится как отношение

$$T_{\text{сист}} = \frac{T_0^2}{2\Delta T}. \quad (6)$$

Изменение величины периода обращения вследствие приложения трансверсального импульса ΔV_τ рассчитывается по формуле

$$\Delta T = 3T_0 \frac{\Delta V_\tau}{V_{\text{кр}}}. \quad (7)$$

С учетом формулы (7) можно переписать формулу (6) в следующем виде:

$$T_{\text{сист}} = \frac{T_0}{6} \frac{V_{\text{кр}}}{\Delta V_\tau}. \quad (8)$$

Определение длительности развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой осуществлялось при следующих исходных данных:

- орбита блока разведения является круговой с высотой H ;
- количество КА, размещенных на блоке разведения, равно 150;
- многоспутниковая ОГ КА с нестабильной баллистической структурой считается развернутой при $\Delta\varphi \geq 360^\circ$;
- отделения КА от блока происходят попарно в противоположных направлениях.

График зависимости длительности развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой от величины импульса скорости отделившихся КА от блока разведения для различных высот орбит представлен на рис. 5.

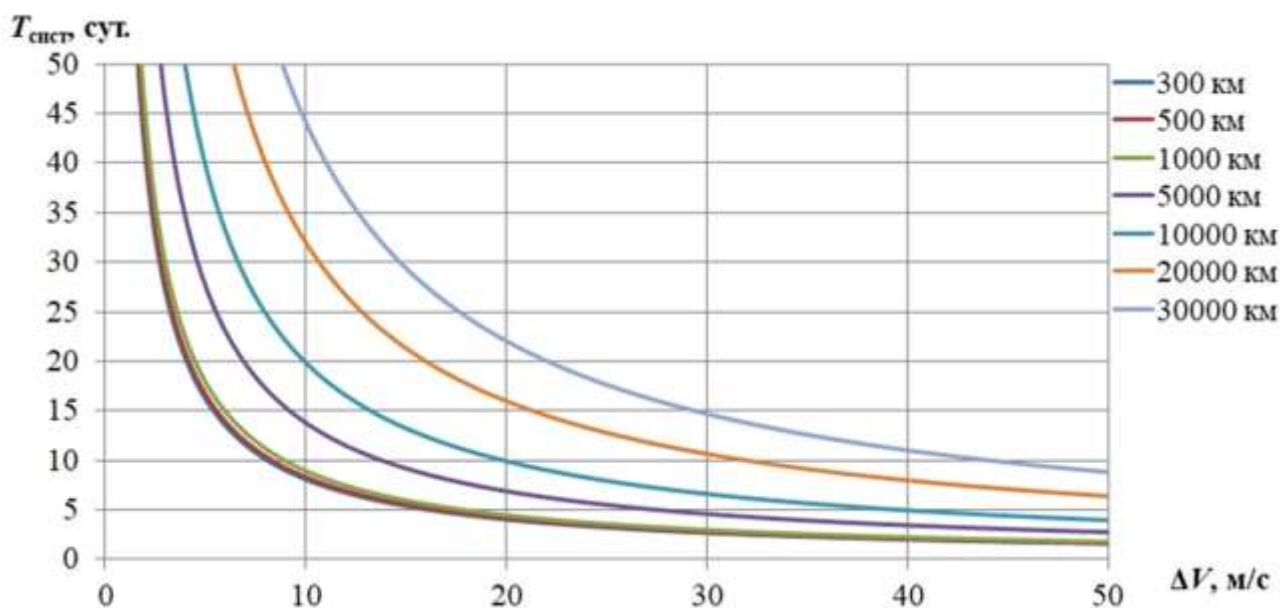


Рис. 5. Зависимость длительности развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой от импульса скорости КА, отделившихся от блока разведения для различных высот орбит

Из анализа полученного графика следует, что длительность развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой на высотах до 1000 км практически не зависит от высоты орбиты блока разведения. Далее идет плавное увеличение требуемого импульса для достижения идентичных системных параметров. Исследования показали, что

временной интервал между отделениями КА $\Delta t_{\text{отд}}$ практически не влияет на длительность развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе получены зависимости, позволяющие оценить длительность развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой. Установлено, что наибольшее влияние на длительность развертывания оказывает импульс скорости, который получают КА, отделившиеся от блока разведения. Определено состояние, при котором многоспутниковая ОГ КА с нестабильной баллистической структурой может считаться развернутой.

Для орбит в диапазоне высот 300–1000 км длительность развертывания многоспутниковой ОГ КА с нестабильной баллистической структурой $T_{\text{сист}}$ составит 8–18 сут. при импульсе скорости ΔV в диапазоне 5–10 м/с.

Список использованных источников

1. Аверкиев Н. Ф., Салов В. В., Хасанов А. Ю. Особенности формирования орбитальной группировки космических аппаратов с нестабильной баллистической структурой для определения местоположения источников радиоизлучения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 678. – С. 23–31.
2. Методика определения баллистической структуры кластера малых космических аппаратов на круговых орбитах / В. И. Горбулин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 684. – С. 16–25.
3. Аверкиев Н. Ф., Салов В. В., Хасанов А. Ю. Особенности формирования временных кластеров космических аппаратов наблюдения за источниками радиоизлучения на поверхности Земли // Известия вузов. Авиационная техника. – 2022. – № 3. – С. 64–70.
4. Баринов К. Н., Бурдаев М. Н., Мамон П. А. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1975. – 232 с.
5. Горбулин В. И. Оптимизация развертывания космических систем : моногр. – СПб., 2003. – 102 с.
6. Ткаченко И. С. Анализ ключевых технологий создания многоспутниковых орбитальных группировок малых космических аппаратов // Онтология проектирования. – 2021. – Т. 11, № 4(42). – С. 478–499.

Д. А. Авсюкевич,
доктор технических наук, профессор;
М. В. Егоричев

ФОРМАЛИЗОВАННОЕ ОПИСАНИЕ ИНЕРЦИОННОСТИ ВОЗДУШНЫХ ПРОЦЕССОВ В ЧИСТЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ СООРУЖЕНИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

В статье представлены аналитические зависимости, описывающие процессы тепловой инерционности чистых помещений, инерционности влажности воздуха в чистых помещениях и инерционности динамики концентрации примесей в воздухе на основе балансных уравнений. Сформирована система уравнений, описывающая инерционность воздушных процессов в чистом помещении. Проведен анализ полученных результатов. Сделан вывод о возможности применения результатов исследования при разработке систем адаптивного управления системами вентиляции и кондиционирования воздуха помещений по фактической нагрузке с применением технологий искусственного интеллекта.

Ключевые слова: чистое помещение, воздушная среда, теплопоступления, тепловая инерционность, влияние изменений параметров воздушной среды.

ВВЕДЕНИЕ

При эксплуатации чистых помещений (ЧП) необходимо контролировать распределение воздушного потока, поддерживать требуемые параметры температурно-влажностного режима (ТВР) и класс чистоты воздуха в соответствии с требованиями стандарта [1].

В частности, данные помещения используются во время подготовки космического аппарата (КА) к запуску с целью предотвращения оседания пыли, частиц и микроорганизмов, негативно влияющих на чувствительные приборы, оптические системы и другие электронные компоненты подготавливаемого изделия. Поддержание требуемых параметров воздуха в допустимых пределах обусловлено требованиями к надежности запускаемых КА [2], поскольку конденсация влаги и оседание даже мельчайших частиц значительно сокращают срок службы их оборудования и систем, способствуют возникновению нештатных ситуаций в период эксплуатации КА и создают предпосылки для перехода в неисправное состояние.

Эффективность функционирования систем вентиляции и кондиционирования воздуха (СВКВ) ЧП в период подготовки КА к запуску критически важна для поддержания в нем заданных параметров микроклимата и для своевременного предотвращения загрязнения воздуха. Для оптимизации режимов работы СВКВ необходимо пересмотреть традиционные модели их эксплуатации. В настоящее время перспективным направлением является регулирование СВКВ чистых помещений по фактической нагрузке с использованием технологии искусственного интеллекта, которое основывается на поиске оптимального воздухораспределения с помощью алгоритмов, формирующих правила управления в соответствии с локальными математическими моделями прогнозирования параметров микроклимата и правилами базы знаний по регулированию расхода приточного воздуха в ЧП в течение определенного временного интервала Δt .

С учетом большого количества зависимых переменных для интеллектуального адаптивного управления режимами работы СВКВ ЧП, важно разработать и учитывать множество частных моделей, в том числе и модель инерционности воздушных процессов. В рамках успешного выполнения боевой задачи по подготовке КА к запуску модель инерционности параметров микроклимата ЧП необходима для учета и оценки времени, которое потребуется для достижения заданных параметров воздушной среды в помещении после изменения либо режимов работы специальных технических систем, либо возмущающих воздействий (внешних и внутренних условий), а в случае отсутствия поступления электрической энергии от внеш-

них источников энергоснабжения – для оценки времени энергетической автономности сооружения, анализа способов увеличения этого времени путем своевременного изменения режима работы СВКВ ЧП с сохранением допустимого качества проводимых операций и процессов в помещении.

Инерционность приводит к временным задержкам между изменением внешних параметров и реакцией на эти изменения, а также между управляющим воздействием СВКВ и стабилизацией параметров микроклимата и чистоты воздуха в помещении. Модель инерционности описывает временные задержки в изменении параметров тепло- и влагообмена, воздушных потоков, а также класса чистоты воздуха в помещениях сооружений; физическую характеристику помещения, связанную с его способностью накапливать и удерживать теплоту, которая распространяется через ограждающие конструкции (стены, потолок, пол), поверхность технологического оборудования, а также через поверхность подготавливаемого изделия. Этот процесс занимает определенное время из-за теплопроводности материалов и геометрии самого помещения, а также составляющих его элементов.

Для достижения высокого уровня достоверности оценки текущего и прогнозируемого состояния параметров микроклимата и чистоты воздуха в ЧП, формирования управляющих воздействий модель инерционности должна учитывать физические свойства материалов ограждающих конструкций, объем помещения, качество изоляции, присутствие личного состава и характер его активности, наличие работающего оборудования, режимы работы СВКВ, а также климатические условия района расположения, ориентацию сооружения по сторонам света, наличие и тип окон, влияющие на утечку тепла, и другие внешние факторы: солнечную радиацию, теплотери через наружные стены и крышу, ветровые нагрузки. Все эти факторы существенно влияют на скорость изменения параметров воздушной среды, а также на обеспечение стабильности требуемых и энергоэффективных условий в нем.

ОБЗОР СПЕЦИАЛЬНОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

Следует отметить, что применительно к воздушным процессам в чистых помещениях сооружений ракетно-космического комплекса (РКК) тематика инерционности исследована недостаточно. В опубликованных работах рассматриваются частные вопросы учета инерционности в работе отдельных технических систем РКК. Например, в работе [3] исследованы вопросы остывания жидкости в подземных коммуникациях наземной космической инфраструктуры.

В статье [4] дается несколько определений тепловой инерционности. Все они отражают свойство ограждающих конструкций зданий и сооружений накапливать, хранить и излучать тепловую энергию при колебаниях тепловых воздействий на них. В работе [5] авторы обращают внимание на чрезвычайно сложный и трудоемкий характер анализа и моделирования тепловой инерционности воздуха. Также авторы отмечают, что в системе регулирования параметров ТВР обязательно должна учитываться информация о конкретной тепловой инерционности воздуха в помещении.

Вполне оправданно в работе [6] утверждение А. Г. Рымарова о том, что методология определения изменения воздушных режимов здания предполагает проведение тщательного анализа исходной климатической информации. Большинство используемых методов расчета теплозащитной оболочки здания, систем жизнеобеспечения не согласованы между собой, имеют разную методическую основу. Эти методы не учитывают нестационарность процессов, протекающих в помещениях. Модель должна учитывать влияние изменения одного или нескольких параметров ТВР на динамику других параметров с учетом тепловой инерционности.

В статье [7] разработан алгоритм расчета нестационарных процессов движения воздуха, в основу которого положен метод контурных расходов, когда расчет стационарного воздухо-

распределения происходит через определенный шаг начиная с некоторого момента. С учетом современных возможностей электронно-вычислительных машин в рамках обработки и хранения информации эта задача может быть запрограммирована в систему управления для оценки текущего состояния параметров микроклимата и чистоты воздуха, а также состояния самой СВКВ ЧП. Однако автор отмечает, что при таком расчете нестационарных процессов не учитывается тепловая инерционность воздуха в помещении, что приводит к возникновению существенных неточностей в расчетах.

В исследовании [8] авторы для расчета составляют систему дифференциальных уравнений на основе однозональной модели. При этом они отмечают, что тепловая инерционность ограждающих конструкций и внутренних строительных элементов увеличивает время запаздывания изменений температуры внутри здания в зависимости от динамики температуры наружного воздуха. Также отмечается, что существующие подходы ограничивают возможности анализа всех тепловых воздействий и снижают точность полученных оценок. Массивность ограждающих конструкций зданий приводит к значительному запаздыванию воздействия температуры наружного воздуха и замедлению отклика температуры в помещении на работу СВКВ.

Высокая инерционность ограждающих конструкций здания минимизирует влияние колебаний наружной температуры на температуру внутри здания, что приводит к более грубому регулированию внутренней температуры воздуха и, соответственно, к уменьшению затрат на систему регулирования [4].

Особенностью предлагаемой в статье модели инерционности являются комплексный учет требований к параметрам ТВР в чистом помещении, а также учет такого важного показателя, как чистота воздуха, выражаемая в допустимых размерах и концентрации частиц в воздухе. В предлагаемой модели учитывается зависимость чистоты воздуха от его температуры и влажности, так как изменения этих параметров могут влиять на скорость осаждения частиц. Дополнительно рассмотрен и учет тепловыделений от подготавливаемого к запуску изделия.

Целью работы является определение влияния инерционности параметров воздушной среды ЧП на формирование энергоэффективных режимов работы адаптивной СВКВ. Для достижения поставленной цели в статье решается ряд частных задач – разработка моделей тепловой инерционности ЧП, инерционности влажности воздуха в ЧП и инерционности динамики концентрации примесей в воздухе ЧП; анализ полученных аналитических зависимостей и результатов.

МЕТОД ОПИСАНИЯ ИНЕРЦИОННОСТИ ВОЗДУШНЫХ ПРОЦЕССОВ В ЧИСТЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ СООРУЖЕНИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

Модель инерционности основана на принципах теплопередачи и динамики воздушных масс.

Исходя из теплового баланса ЧП, тепловые поступления и потери равны между собой, но, учитывая тепловую инерционность помещения и систем жизнеобеспечения, их тождество не будет совпадать во времени. Тогда изменение температуры воздуха в помещении можно описать следующей зависимостью:

$$C \cdot V \frac{dT(\tau)}{d\tau} = \sum Q_{\text{внутр}}(\tau) - \sum Q_{\text{внеш}}(\tau), \quad (1)$$

где $Q_{\text{внеш}}(\tau)$ – общая тепловая нагрузка от внешних источников тепла (солочной радиации, инсоляции, инфильтрации, ограждающих конструкций) в момент

- времени τ , Вт;
- $Q_{\text{внутр}}(\tau)$ – общая тепловая нагрузка от внутренних источников тепла [от личного состава, производящего работы с изделием, технологического оборудования, систем жизнеобеспечения (СВКВ, отопления, освещения), различных материалов, накапливающих тепловую энергию, в том числе и подготавливаемого к запуску изделия] в момент времени τ , Вт;
- V – объем ЧП, м³;
- C – теплоемкость воздуха в ЧП, Дж/К.

Учет составляющих тепловой нагрузки от внешних и внутренних источников тепла позволяет преобразовать зависимость (1) и представить ее следующим образом:

$$C \cdot V \frac{dT(\tau)}{d\tau} = Q_{\text{л.с}}(\tau) + Q_{\text{оборуд}}(\tau) + Q_{\text{освещ}}(\tau) + Q_{\text{отопл}}(\tau) + Q_{\text{СВКВ}}(\tau) + Q_{\text{изделия}}(\tau) - Q_{\text{огр. констр}}(\tau) - Q_{\text{инф}}(\tau) - Q_{\text{инсол}}(\tau) - Q_{\text{сол. рад}}(\tau). \quad (2)$$

Решение этого дифференциального уравнения позволяет определить, насколько быстро температура в помещении изменяется во времени и как она реагирует на внешние воздействия.

В работе [9] подробно описаны подходы по определению большинства составляющих уравнения (2) за исключением тепловой энергии, которую теряет или получает подготавливаемое изделие. Методика расчета данной составляющей будет представлена далее.

В силу сложной конструкции КА, наличия различных систем и элементов, широкого разнообразия составляющих их материалов, масса КА может быть представлена как сумма масс всех его элементов:

$$m_i = \sum_i m_i. \quad (3)$$

Выражение для определения удельной теплоемкости аппарата является суммой удельных теплоемкостей каждого материала, взвешенных по их доле в общей массе, и имеет вид

$$c = \sum_{j=1}^n f_j c_j, \quad (4)$$

- где n – количество различных материалов;
- f_j – доля j -го материала в массе аппарата;
- c_j – удельная теплоемкость j -го материала, Дж/(кг·К).

Также учитывается, что для каждого материала в составе КА начальная и текущая температуры могут быть разными. Таким образом, суммирование будет производиться по всем компонентам аппарата:

$$T_0 = \sum_{k=1}^n f_k T_{0k},$$

$$T = \sum_{l=1}^n f_k T_k, \quad (5)$$

- где T_{0k} и T_k – начальная и текущая температуры k -го материала, К;
- f_k – доля k -го материала в массе аппарата.

Для расчета тепловой энергии, которую теряет или получает изделие, справедлива формула

$$Q_{\text{изделия}} = \sum_i (m_i \sum_{j=1}^n f_{ij} c_{ij} (T_{0ij} - T_{ij}) B_{ij}), \quad (6)$$

где $Q_{\text{изделия}}$ – теплота, получаемая или отдаваемая КА, Вт;
 m_i – масса i -го компонента КА, кг;
 f_{ij} – доля j -го материала в i -м компоненте;
 c_{ij} – удельная теплоемкость j -го материала, составляющего i -й компонент, Дж/(кг·К);
 T_{0ij} – начальная температура j -го материала, составляющего i -й компонент, К;
 T_{ij} – текущая температура j -го материала, составляющего i -й компонент, К;
 B_{ij} – коэффициент, определяющий изменение интенсивности тепловыделения j -го материала в i -м компоненте за некоторый промежуток времени.

Подготавливаемое к запуску изделие также обладает тепловой инерционностью. Быстрое изменение внешней температуры приводит к тому, что температура центральной части каждого материала в составе КА не совпадает с температурой на его поверхности. Чтобы температуры центральной части материала и на его поверхности стали одинаковыми, должно пройти определенное время выдержки КА при требуемой температуре. Учитывая, что КА является крайне сложным изделием, рассчитать время его выдержки при требуемой температуре крайне трудно. В таких случаях часто применяются безразмерные критерии:

- критерий Био (Bi), характеризующий тепловую инерционность изделия;
- критерий Фурье (Fo), характеризующий температурную инерционность изделия.

Однако рассмотрение данного материала выходит за рамки цели данной статьи.

Уравнение, описывающее изменение относительной влажности воздуха в помещении с течением времени τ , имеет вид

$$C_H \cdot V \frac{dH(\tau)}{d\tau} = \sum W_{\text{вл. внутр}}(\tau) - \sum W_{\text{вл. внеш}}(\tau), \quad (7)$$

где $\frac{dH}{d\tau}$ – скорость изменения относительной влажности в помещении по времени, %/с;
 $W_{\text{вл. внутр}}(\tau)$ – влаговыделение внутри помещения (влага, выделяемая в процессе жизнедеятельности личного состава, в процессе подготовки КА и в ходе других процессов внутри ЧП) в момент времени τ , Дж/кг;
 $W_{\text{вл. внеш}}(\tau)$ – внешние влагопоступления (влага, поступающая через ограждающие конструкции ЧП, технологические проемы, двери, вместе с обработанным в СВКВ воздухом) в момент времени τ , Дж/кг;
 C_H – теплоемкость воды, Дж/К.

Зависимость (7) можно преобразовать и таким образом описать изменение влажности в помещении с учетом внутренних источников (влага, выделяемая личным составом, испарение из открытых жидкостей и растворов, используемых в технологическом процессе) и внешних источников (паропроницание материалов, инфильтрация воздушного потока, конденсация влаги на холодных поверхностях при температуре ниже точки росы) в момент времени τ :

$$C_H \cdot V \frac{dH(\tau)}{d\tau} = W_{\text{л. с}}(\tau) + W_{\text{исп}}(\tau) - W_{\text{пароп}}(\tau) - W_{\text{инф}}(\tau) - W_{\text{конд}}(\tau). \quad (8)$$

Для контроля за чистотой воздуха в ЧП модель должна содержать параметры, позволяющие определять концентрацию загрязнений, т. е. частиц по заданным размерам для соответствующего класса чистоты. Эти параметры учитывают требуемый класс чистоты воздуха,

характеризуя изменения концентрации частиц во времени и их влияние на температуру и влажность.

Если в ЧП поступает определенное количество частиц за единицу времени, то часть из них оседает на поверхности и удаляется, а также возможно образование или увеличение концентрации частиц за счет внутренних источников загрязнения. Тогда зависимость изменения концентрации частиц в помещении можно записать следующим образом:

$$\frac{dK(\tau)}{d\tau} = \frac{X_{\text{приток}} - X_{\text{удал}} + X_{\text{генерац}}}{V} + \frac{K(\tau)}{\tau_{\text{осед}}}, \quad (9)$$

где $\frac{dK}{d\tau}$ – скорость (темп) изменения загрязнений (концентрации частиц) в ЧП, частиц/с;
 $X_{\text{приток}}$ – скорость притока частиц, поступающих в ЧП, частиц/с;
 $X_{\text{удал}}$ – скорость оттока частиц, удаляемых из помещения, частиц/с;
 $X_{\text{генерац}}$ – скорость генерации загрязнений в ЧП, частиц/с;
 $K(\tau)$ – концентрация частиц в воздухе ЧП во время τ , частиц/м³;
 $\tau_{\text{осед}}$ – время оседания частиц на поверхностях внутри помещения, с;
 V – объем помещения, м³.

Таким образом, из уравнений (2), (8) и (9) может быть получена система дифференциальных уравнений, которая описывает динамику температуры, влажности и концентрации частиц в воздухе в ЧП с течением времени. Каждое уравнение в системе описывает изменение одного из параметров в зависимости от других и с учетом внешних воздействий.

Все три уравнения взаимосвязаны между собой, так как изменения температуры и влажности воздуха могут влиять на концентрацию частиц в воздухе и наоборот. Например, изменение температуры может влиять на скорость испарения влаги и, соответственно, на влагосодержание и относительную влажность воздуха. В силу этого детальное математическое представление инерционности воздушных процессов в ЧП невозможно без зависимостей, объединяющих рассмотренные выше параметры микроклимата. Одной из таких зависимостей является отношение, определяющее связь между температурой воздуха в ЧП и его относительной влажностью. Как правило, эта зависимость описывается уравнением насыщенного пара, полученным на основе уравнения Клапейрона – Клаузиуса,

$$P_{\text{насыщ}}(T) = P_0 \cdot e^{\left(\frac{L_v}{R} \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{T}\right)\right)}, \quad (10)$$

где $P_{\text{насыщ}}(T)$ – давление насыщенного водяного пара при температуре T , Па;
 P_0 – давление насыщенного водяного пара при температуре T_0 , Па;
 L_v – удельная теплота парообразования воды, Дж/кг;
 R – универсальная газовая постоянная, Дж/(моль·К);
 T_0 – температура, равная 273,15 К.

Уравнение (10) позволяет определить, какая влажность соответствует определенной температуре воздуха в ЧП.

Следующий связующей зависимостью является зависимость, описывающая взаимосвязь концентрации частиц в воздухе ЧП и влажности воздуха:

$$\frac{dK(\tau)}{d\tau} = k \cdot H(\tau), \quad (11)$$

где $\frac{dK}{d\tau}$ – скорость изменения концентрации частиц в воздухе, частиц/с;
 k – коэффициент пропорциональности, учитывающий влияние относительной влажности воздуха на концентрацию загрязнений;

$H(\tau)$ – относительная влажность воздуха в ЧП во время τ , %.

Зависимость (11) показывает, что концентрация загрязнений в воздухе ЧП пропорциональна относительной влажности воздуха с коэффициентом пропорциональности k . Дальнейшее преобразование зависимости (11) путем учета начальной концентрации загрязнений K_0 позволяет получить выражение в следующем виде:

$$K(\tau) = K_0 + \int_0^{\tau} k \cdot H(\tau) d\tau. \quad (12)$$

Эти уравнения взаимосвязаны между собой и позволяют описать динамику параметров микроклимата и чистоты воздуха в ЧП с учетом тепловых, влажностных и аэрозольных процессов. Тогда система уравнений, описывающая инерционность воздушных процессов в ЧП, может быть представлена следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dT(\tau)}{d\tau} = \frac{Q_{\text{л.с}}(\tau) + Q_{\text{оборуд}}(\tau) + Q_{\text{освещ}}(\tau) + Q_{\text{отопл}}(\tau) + Q_{\text{СВКВ}}(\tau) + Q_{\text{изделия}}(\tau) - Q_{\text{отгр.контр}}(\tau) - Q_{\text{инф}}(\tau) - Q_{\text{инсол}}(\tau) - Q_{\text{сол.рад}}(\tau)}{C \cdot V} \\ \frac{dH(\tau)}{d\tau} = \frac{W_{\text{л.с}}(\tau) + W_{\text{исп}}(\tau) - W_{\text{пароп}}(\tau) - W_{\text{инф}}(\tau) - W_{\text{конд}}(\tau)}{C_H \cdot V} \\ \frac{dK}{d\tau} = \frac{X_{\text{приток}} - X_{\text{удал}} + X_{\text{генерац}}}{V} + \frac{K(\tau)}{\tau_{\text{осед}}} \\ P_{\text{насыщ}}(T) = P_0 \cdot e^{\left(\frac{L_0}{R} \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{T}\right)\right)} \\ K(\tau) = K_0 + \int_0^{\tau} k \cdot H(\tau) d\tau \end{array} \right. \quad (13)$$

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Инерционность концентрации загрязнений в воздухе ЧП определяется инерционностью процессов поступления и удаления загрязнений из помещения и процесса образования загрязнений внутри помещения.

Решение частных задач, поставленных в статье, позволяет разработать математическую модель (13) инерционности параметров воздушной среды ЧП. Математические зависимости, входящие в систему уравнений (13), описывают процессы тепловой инерционности ЧП, инерционности влажности воздуха в ЧП и инерционности концентрации загрязнений в воздухе ЧП. Разработанная математическая модель позволяет рассчитать время для установления требуемых параметров микроклимата и чистоты воздуха при энергоэффективном регулировании СВКВ по фактической нагрузке.

Иными словами, математическая модель (13), описывающая изменение параметров микроклимата и чистоты воздуха в ЧП с учетом инерционности процессов, позволяет прогнозировать временной интервал установления требуемых параметров микроклимата и требуемого класса чистоты воздуха, что, в свою очередь, позволяет предотвратить перерасход электрической и тепловой энергии при эксплуатации ЧП, увеличить время энергетической автономности сооружения РКК за счет оптимизации работы СВКВ и более точного контроля параметров воздушной среды.

Особенностью модели тепловой инерционности являются анализ и оценка теплоступлений от подготавливаемого в ЧП изделия. Особенностью модели инерционности (13) параметров воздушной среды ЧП является комплексное исследование не только требований к ТВР, но и требований к чистоте воздуха.

Процесс анализа и прогнозирования параметров микроклимата и чистоты воздуха в ЧП с помощью численного решения уравнений может быть автоматизирован. Современные компьютерные программы и специализированные инструменты для моделирования параметров микроклимата и СВКВ позволяют быстро получать результаты анализа. Применение нейронных сетей – улучшить точность прогнозирования и управления СВКВ, так как они способны учитывать более сложные зависимости между параметрами микроклимата и быстро адаптироваться к изменяющимся условиям в режиме реального времени, не ориентируясь исключительно на прописанные в коде итерации, четко зависящие от обозначенных условий. Однако для использования нейронных сетей необходимы соответствующие вычислительные ресурсы и алгоритмы обучения, а также большие массивы данных для обучения модели.

Анализ полученных результатов показывает их сходимость с результатами аналогичных исследований [5, 7, 8], но при этом полученные результаты учитывают не только тепловую инерционность и инерционность влажности воздуха, но и инерционность динамики концентрации загрязнений в воздухе помещения.

Таким образом, получена математическая модель инерционности параметров воздушной среды ЧП, которая может быть использована при обработке данных нейронной сетью, предназначенной для адаптивного регулирования СВКВ по фактической нагрузке.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. В статье проведен обзор литературы по вопросам инерционности параметров воздушной среды в помещениях.
2. Разработана модель тепловой инерционности ЧП, учитывающая теплопоступления от подготавливаемого в ЧП изделия.
3. Разработана модель инерционности влажности воздуха, учитывающая влаговыделения внутри ЧП.
4. Разработана модель инерционности концентрации загрязнений в воздухе ЧП.
5. Сформирована система уравнений, описывающая инерционность воздушных процессов в ЧП.
6. Выполнен анализ полученных результатов, показана их сходимость с результатами аналогичных исследований.
7. Результаты исследования могут быть использованы разработчиками систем адаптивного регулирования СВКВ помещений по фактической нагрузке (по потребности) с применением технологий искусственного интеллекта, а именно искусственных нейронных сетей.

Список использованных источников

1. ГОСТ Р ИСО 14644-1-2017. Чистые помещения и связанные с ними контролируемые среды [ч. 1 : Классификация чистоты воздуха по концентрации частиц]. – М. : Стандартинформ, 2017. – 35 с.
2. ГОСТ Р 56526-2015. Требования надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования. – М. : Стандартинформ, 2016. – 50 с.
3. Методика расчета остывания жидкости в подземных коммуникациях наземной космической инфраструктуры / А. Н. Миргородский [и др.] // Труды Военной-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 690. – С. 250–259.

4. Поднебесный С. В., Богатикова Н. П., Зайцев О. Н. Влияние на тепловой режим помещения инерционности ограждающих конструкций и отопительных приборов // Строительство и техногенная безопасность. – 2016. – № 3. – С. 87–91.
5. Емельянов А. Л., Буравой С. Е., Платунов Е. С. Тепловая инерционность воздуха в помещениях с системами кондиционирования // Научный журнал НИУ ИТМО. Сер. : Холодильная техника и кондиционирование. – 2007. – № 1. – С. 1–7.
6. Рымаров А. Г. Прогнозирование параметров воздушного, теплового, газового и влажностного режимов помещений // Academia. Архитектура и строительство. – 2009. – № 1. – С. 362–364.
7. Шалимов А. В., Зайцев А. В., Гришин Е. Л. Учет инерционных сил движения воздуха при нестационарных расчетах воздухораспределения в вентиляционной сети // Горный информационно-аналитический бюллетень : научно-технический журнал. – 2011. – № 1. – С. 218–222.
8. Рымаров А. Г., Лушин К. И. Особенности расчета теплового режима здания с массивными ограждающими конструкциями в холодный период года // Строительство: наука и образование. – 2012. – № 1. – С. 1–6.
9. Производственная безопасность. Тепловой баланс производственных помещений. Организация и расчет систем вентиляции в производственных помещениях / В. В. Бакаев [и др.]. – Н. Новгород : НГТУ им. Р. Е. Алексеева, 2015. – 145 с.

И. С. Ашурков¹,

кандидат технических наук, доцент;

Д. С. Кротов¹,

кандидат военных наук;

Н. А. Лешко¹,

доктор технических наук, профессор

¹Ярославское высшее военное училище ПВО, г. Ярославль.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ОБНАРУЖЕНИЮ МАЛОРАЗМЕРНОЙ ЦЕЛИ В ДОПОЛНИТЕЛЬНОМ ПРОГРАММНОМ КАНАЛЕ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ ОБЗОРА ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА

Представлены методика и результаты эксперимента по обнаружению беспилотных летательных аппаратов в дополнительном программном канале обработки радиолокационной информации РЛС с использованием многообзорных методов обработки в условиях низких значений отношения сигнал-шум.

Результаты эксперимента показывают, что при использовании дополнительного канала обеспечиваются повышение вероятности обнаружения малоразмерных целей и увеличение дальности их обнаружения на 24%.

Ключевые слова: эксперимент, параметрические преобразования, беспилотный летательный аппарат, обнаружение цели, дополнительный программный канал обработки.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из направлений повышения эффективности радиолокационного обнаружения маневрирующих малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БпЛА) являются разработка и внедрение в радиолокационную станцию (РЛС) дополнительного программного канала обработки радиолокационной информации на основе многообзорных методов с использованием TBD-технологий («сопровождение до обнаружения») и параметрических преобразований Хафа и Радона [1–5].

В дополнительном программном канале РЛС порог обнаружения несколько понижается (до значений 8–12 дБ), что вызывает значительное увеличение числа превышений порога и количества ложных срабатываний. Достижение требуемых значений показателей качества обнаружения в этих условиях обеспечивается по результатам многообзорной обработки и применения параметрических преобразований (рис. 1).

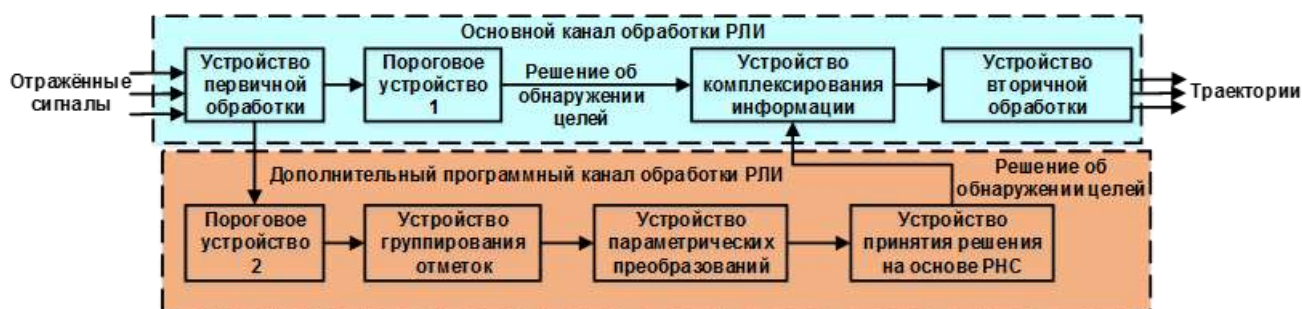


Рис. 1. Структура системы первичной обработки радиолокационной информации РЛС с дополнительным программным каналом обработки

Вместе с тем решение об обнаружении цели принимается не на этапе первичной обработки, а после накопления отметок, полученных при пониженном пороге, вдоль траектории движения. Сущность предлагаемого подхода подробно раскрыта в работе [2].

Цель представленной работы – сравнительный анализ показателей качества в основном и дополнительном программных каналах обнаружения целей путем проведения статистического эксперимента с данными телеметрии радиолокационной станции обзора воздушного пространства (РЛС-ОВП).

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

В качестве исходных использованы данные телеметрии РЛС-ОВП, которые содержат результаты облета БпЛА вертолетного типа. Данные телеметрии представлены в формате электронной таблицы *Excel* (рис. 2), в каждой строке которой содержатся параметры излучения пачки импульсов в одном угловом направлении и отметки от цели, полученные по результатам этого излучения. Параметры излучения пачки импульсов включают в себя: время излучения в секундах, период повторения импульсов $T_{\text{п}}$ в тактах аналогово-цифрового преобразователя ($f_{\text{ти}} = 60$ МГц), количество точек быстрого преобразования Фурье. Параметры отметок включают в себя: амплитуду в абсолютных единицах (разах), амплитуду шума в абсолютных единицах (разах), номера каналов дальности и скорости, угловое положение отметок по азимуту и углу места (рад).

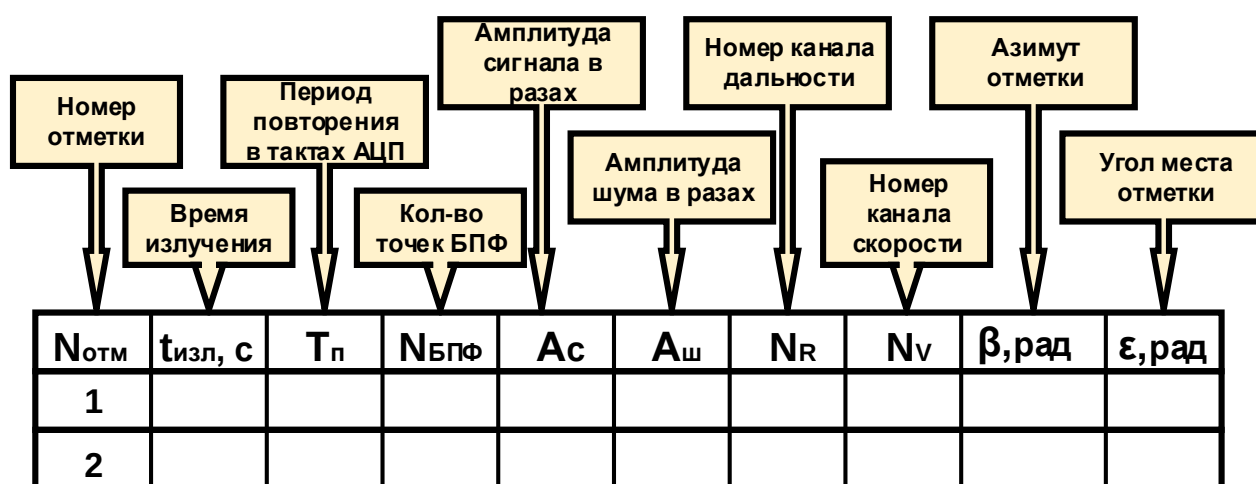


Рис. 2. Структура фрагмента телеметрии РЛС-ОВП

Для корректной оценки показателей качества обнаружения в дополнительном канале выбираются эталонные траектории движения целей. Помимо истинных отметок в выборке присутствуют ложные отметки (рис. 3).

Траектории содержат 34 (траектория 1) и 47 (траектория 2) отметок соответственно. Это объясняется тем, что отметки получены в режиме сопровождения, для которого характерно небольшое время (интервал) обращения к цели (порядка 12 мс). С целью имитации режима обнаружения для эксперимента отобраны отметки с временным интервалом около 4 с, что соответствует периоду обзора РЛС-ОВП (рис. 4).

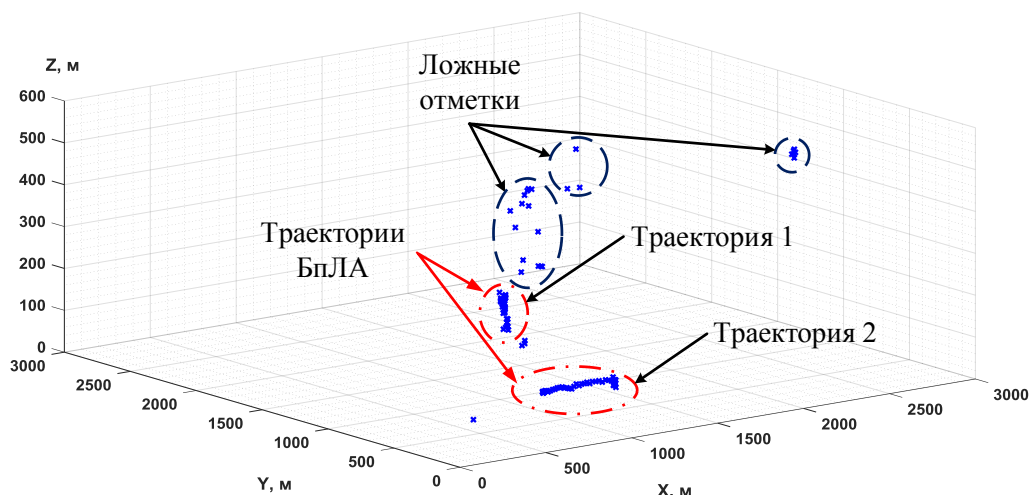


Рис. 3. Исходные данные телеметрии РЛС-ОВП

Для каждой отметки траекторий определяется отношение сигнал-шум (ОСШ) по мощности, при котором она была измерена согласно выражению [6]

$$q = 10 \log_{10} \left((A_c / A_{\text{ш}})^2 / 2 \right) \text{ [дБ]}, \quad (1)$$

где A_c – абсолютное значение амплитуды принятого сигнала,
 $A_{\text{ш}}$ – абсолютное значение амплитуды шума приемного устройства из данных телеметрии.

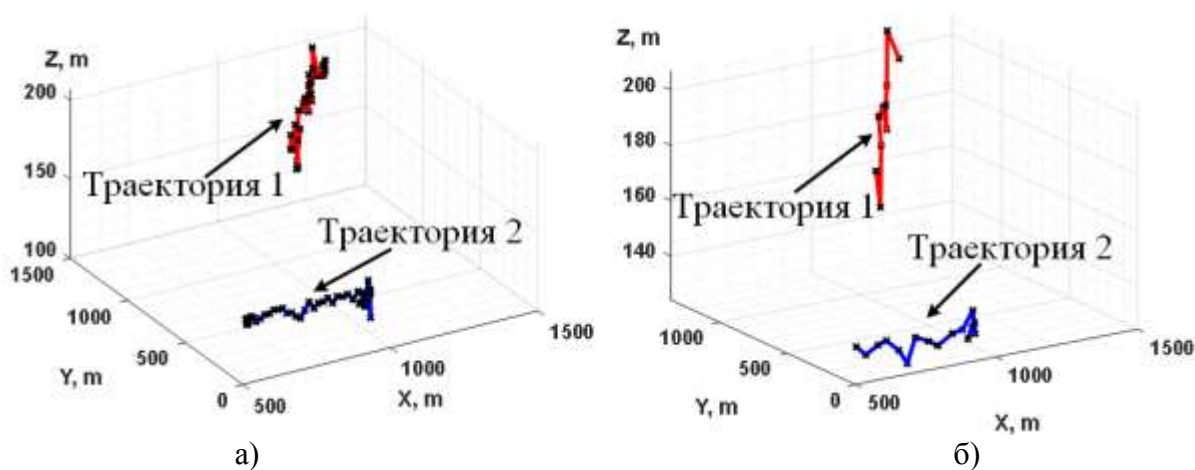


Рис. 4. Эталонные траектории, содержащие:

а – отметки в режиме сопровождения; б – отметки в режиме обнаружения

Диапазон значений отношения сигнал-шум для отметок траектории 1 составляет $q_1 = 22 \div 42$ дБ ($q_{\text{сред1}} = 31$ дБ), для отметок траектории 2 – это $q_2 = 42 \div 64$ дБ ($q_{\text{сред2}} = 53$ дБ). Большие значения ОСШ объясняются небольшой удаленностью целей от РЛС.

Исходя из приведенных средних значений ОСШ и условной вероятности ложной тревоги $F_{\text{лт}} = 5 \cdot 10^{-7}$, используя выражение (11), рассчитываются вероятности правильного обнаружения для фрагмента телеметрии: для первой цели – $D_1 = 0,97$, для второй – $D_2 = 0,99$. Полученные значения вероятностей правильного обнаружения подтверждают, что отметки, принадлежащие траекториям 1 и 2, можно принять за эталонные.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ СТАТИСТИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Оценка показателей качества (условных вероятностей правильного обнаружения и ложной тревоги) при статистическом моделировании процесса обработки радиолокационной информации связана с выполнением большого числа испытаний при неизменных условиях их проведения.

Для проверки возможности обнаружения малоразмерных целей [5] на исходные данные, содержащие отметки эталонных траекторий, накладывается шум для имитации низких значений отношения сигнал-шум. Результаты стандартной первичной обработки зашумленной смеси с пониженным пороговым значением отношения сигнал-шум $q^* = 9,5$ дБ обеспечивают вероятность правильного обнаружения $D = 0,5$, но при этом ухудшается условная вероятность ложной тревоги с 10^{-7} до 10^{-3} , что показано на рис. 5.

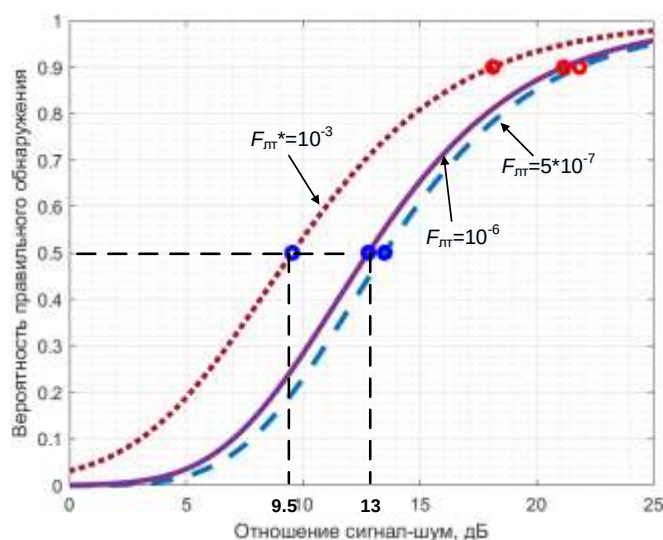


Рис. 5. Кривые обнаружения для вероятности ложной тревоги:
 $F_{лт}^* = 10^{-3}$ — мелкий пунктир, $F_{лт} = 10^{-6}$ — сплошная линия,
 $F_{лт} = 5 \cdot 10^{-7}$ — крупный пунктир

Функциональная схема проведения статистического эксперимента для оценки условных вероятностей правильного обнаружения и ложной тревоги в дополнительном программном канале представлена на рис. 6.

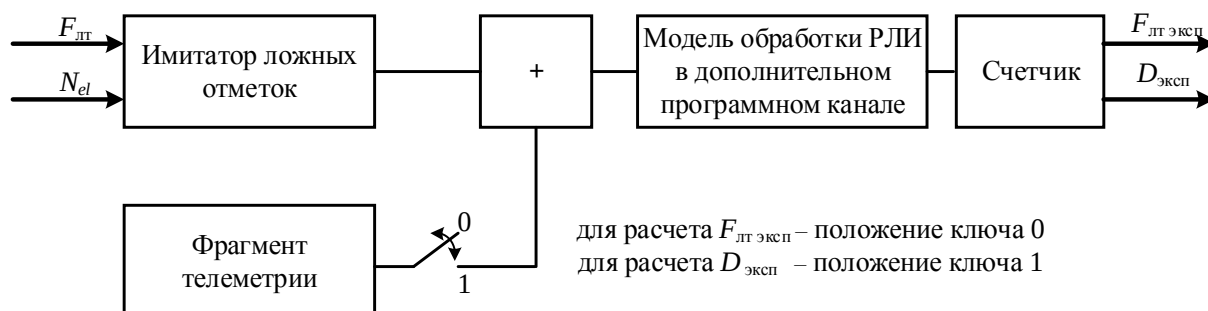


Рис. 6. Функциональная схема проведения статистического эксперимента:
 $D_{эксп}$ — условная вероятность правильного обнаружения по результатам статистического эксперимента; $F_{лт\_эксп}$ — условная вероятность ложной тревоги по результатам статистического эксперимента; N_{el} — количество разрешаемых объемов РЛС

Рассчитываются показатели качества обнаружения: вероятность ложной тревоги $F_{\text{лт\_эксп}}$ – факт ложного обнаружения цели, который устанавливается в случае обнаружения набора отметок, соответствующих несуществующей (ложной) траектории; вероятность правильного обнаружения $D_{\text{эксп}}$ – факт правильного обнаружения цели, который устанавливается в случае обнаружения набора отметок, соответствующего эталонной (истинной) траектории.

Структурная схема модели обработки радиолокационной информации (РЛИ) в дополнительном канале обработки [1] с промежуточными результатами обработки представлена на рис. 7.

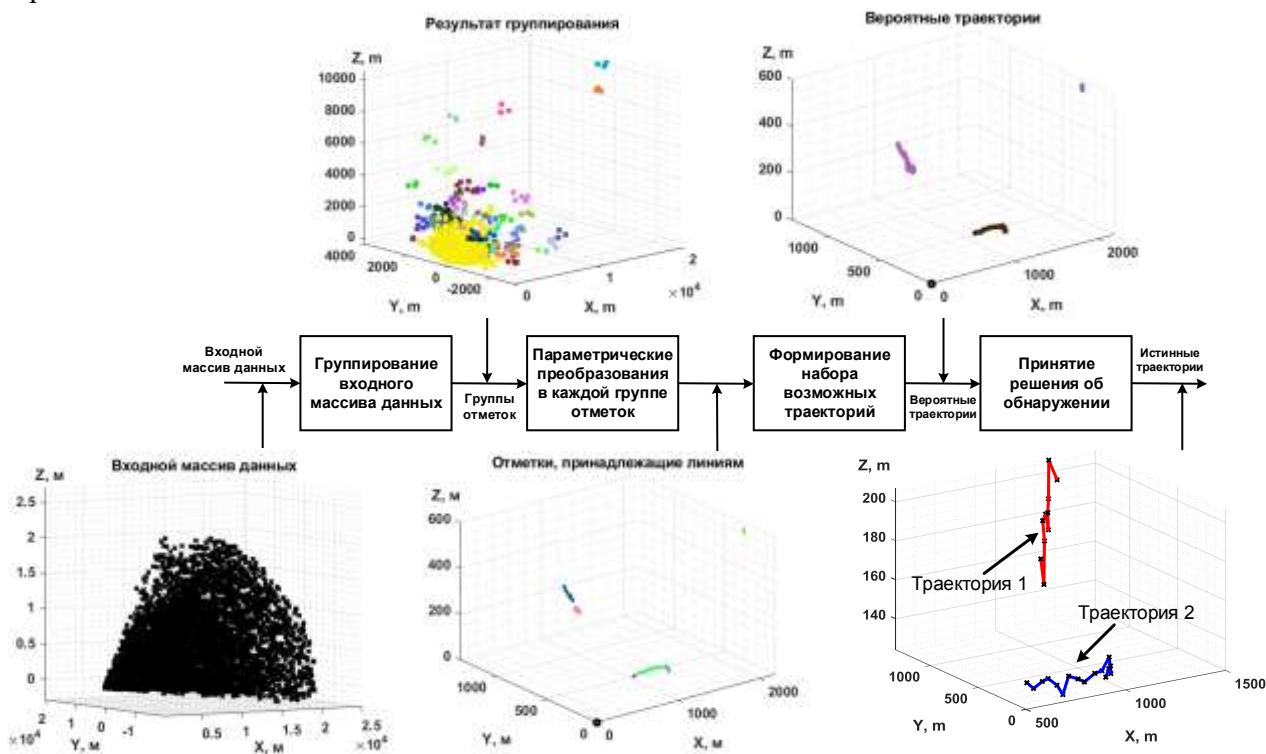


Рис. 7. Структурная схема модели обработки радиолокационной информации в дополнительном программном канале

Методика проведения эксперимента включает в себя несколько этапов.

На первом этапе рассчитывается условная вероятность ложной тревоги $F_{\text{лт\_эксп}}$. Для расчета «экспериментальной» вероятности ложной тревоги в функциональной схеме, представленной на рис. 6, ключ находится в положении 0.

Условная вероятность ложной тревоги определяется отношением обнаруженных ложных целей, соответствующих наборам отметок, которые расположены вдоль неизвестных (ложных) траекторий, к количеству элементов разрешения (разрешаемых объемов) по результатам K проведенных опытов:

$$F_{\text{лт\_эксп}} = \frac{1}{K \cdot N_{\text{el}}} \sum_{i=1}^K N_i, \quad (2)$$

где N_i – количество обнаруженных ложных целей в i -м опыте,

N_{el} – количество разрешаемых объемов РЛС.

Для определения количества опытов используется соотношение [7]

$$K = \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln(1-F_{\text{лт}})}, \quad (3)$$

где γ – доверительная вероятность,

$F_{\text{лт}}$ – вероятность ложной тревоги в разрешаемом объеме.

Количество разрешаемых объемов РЛС-ОВП N_{el} определяется согласно выражению

$$N_{\text{el}} = \frac{(R_{\text{max}} - R_{\text{min}}) \cdot (\beta_{\text{max}} - \beta_{\text{min}}) (\varepsilon_{\text{max}} - \varepsilon_{\text{min}})}{\Delta R \cdot \Delta \beta \cdot \Delta \varepsilon}, \quad (4)$$

где $R_{\text{max}}, R_{\text{min}}$ – максимальная и минимальная дальности обнаружения;

$\beta_{\text{min}}, \beta_{\text{max}}$ – минимальное и максимальное значения азимута сектора обзора РЛС-ОВП;

$\varepsilon_{\text{min}}, \varepsilon_{\text{max}}$ – минимальное и максимальное значения углов места сектора обзора РЛС-ОВП;

$\Delta R, \Delta \beta, \Delta \varepsilon$ – разрешающая способность по дальности, азимуту и углу места соответственно.

На втором этапе рассчитывается вероятность правильного обнаружения $D_{\text{эксп}}$. Для расчета «экспериментальной» вероятности правильного обнаружения в функциональной схеме, представленной на рис. 6, ключ находится в положении 1.

«Экспериментальная» условная вероятность правильного обнаружения определяется путем расчета отношения вероятности правильного обнаружения цели к количеству опытов (испытаний) для каждой цели отдельно:

$$D_{\text{эксп}}^* = \frac{\sum_{i=1}^K D_i}{K}; \quad D_i = \frac{N_{\text{от}i}}{N_{\text{эт}}}, \quad (5)$$

где $D_{\text{эксп}}^*$ – «экспериментальная» вероятность правильного обнаружения цели при проведении K опытов,

D_i – вероятность правильного обнаружения цели в i -м опыте,

$N_{\text{от}}$ – количество правильно обнаруженных (истинных) траекторий в i -м опыте,

$N_{\text{эт}}$ – количество эталонных траекторий.

Вероятность правильного обнаружения цели в i -м опыте может принимать следующие значения:

1) $D_i = 1$ – обнаружены отметки, принадлежащие траектории, и координаты крайней отметки попадают в эталонный строб, центром которого является крайняя отметка эталонной траектории. Размеры строга связаны с ошибками измерения координат РЛС-ОВП по правилу « 3σ »

$$\begin{cases} X - X_0 \leq \Delta X \\ Y - Y_0 \leq \Delta Y, \\ Z - Z_0 \leq \Delta Z \end{cases} \quad (6)$$

где X, Y, Z – координаты крайней отметки обнаруженной траектории;

X_0, Y_0, Z_0 – координаты крайней отметки эталонной траектории;

$\Delta X = \pm 3\sigma_x$,

$Y = \pm 3\sigma_y, \Delta Z = \pm 3\sigma_z$ – размеры эталонного строга по координатам X, Y, Z .

2) $D_i = 0$ – отметки, принадлежащие траектории, не обнаружены или обнаружены, но крайняя отметка не попадает в эталонный строб.

Расчет количества испытаний (опытов) для точности оценки α и условной вероятности правильного обнаружения цели D проводится в соответствии с выражением [8]

$$K = \frac{D(1-D)}{\alpha^2} t_{\alpha}^2, \quad (7)$$

где t_α – значение, определяемое по таблицам нормального распределения для конкретного значения точности оценки (или коэффициент Стьюдента) [9];

α – точность оценки.

Как следует из формулы (7), при вероятности D , близкой к нулю или единице, число испытаний K минимально, а при $D = 0,5$ – максимально. Поэтому для обеспечения высокой точности и достоверности оценки вероятности D следует использовать максимальное значение K :

$$K_{\max} = \frac{t_\alpha^2}{4\alpha^2}. \quad (8)$$

На заключительном этапе оценивается выигрыш в дальности обнаружения по формуле

$$\Delta R = \frac{R_{\text{доп}}}{R_{\text{осн}}}, \quad (9)$$

где $R_{\text{осн}}$ – дальность обнаружения в основном канале;

$R_{\text{доп}}$ – дальность обнаружения в дополнительном программном канале РЛС-ОВП по результатам эксперимента.

Дальности обнаружения $R_{\text{осн}}$ и $R_{\text{доп}}$ рассчитываются согласно основному уравнению радиолокации:

$$R_{\text{осн}} = \sqrt[4]{\frac{2P_{\text{ср}} \cdot G^2 \cdot \lambda^2 \cdot \sigma_{\text{ц}}}{(4 \cdot \pi)^3 \cdot k \cdot T_0 \cdot B_{\text{ш}} \cdot L \cdot q_{\text{осн}}^2}}, \quad R_{\text{доп}} = \sqrt[4]{\frac{2P_{\text{ср}} \cdot G^2 \cdot \lambda^2 \cdot \sigma_{\text{ц}}}{(4 \cdot \pi)^3 \cdot k \cdot T_0 \cdot B_{\text{ш}} \cdot L \cdot q_{\text{доп}}^2}}, \quad (10)$$

где $P_{\text{имп}}$ – средняя мощность передатчика РЛС;

G – коэффициент усиления совмещенной антенны;

λ – длина волны;

$\sigma_{\text{ц}}$ – эффективная отражающая поверхность цели;

k – постоянная Больцмана, $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Вт/Гц;

T_0 – абсолютная температура источника сигнала;

$B_{\text{ш}}$ – коэффициент шума приемника;

L – обобщенный множитель потерь;

$q_{\text{осн}}^2, q_{\text{доп}}^2$ – пороговые значения отношения сигнал-шум в зависимости от заданных показателей качества обнаружения РЛС в основном и дополнительном каналах.

Пороговое значение отношения сигнал-шум определяется из выражения для расчета показателей качества обнаружения со случайной амплитудой и начальной фазой $D = F_{\text{лт}}^{\frac{1}{1+0.5q^2}}$ и имеет вид

$$q^2 = 2 \cdot \left(\frac{\ln F_{\text{лт}}}{\ln D} - 1 \right), \quad (11)$$

либо может быть определено по кривым обнаружения (см. рис. 5).

РЕЗУЛЬТАТЫ СТАТИСТИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Как показано выше, на первом этапе эксперимента проводится оценка вероятности ложной тревоги $F_{\text{лт\_эсп}}$. Ложные отметки сформированы в соответствии с равномерным законом распределения в разрешаемых объемах сектора обзора РЛС-ОВП. Количество ложных отме-

ток зависит от заданной вероятности ложной тревоги в разрешаемом объеме (для пониженного порога $q^* = 9,5$ дБ вероятность ложной тревоги составляет $F_{лт}^* = 10^{-3}$).

Выборки ложных отметок, накопленные за 10 обзоров, для заданных вероятностей ложной тревоги $F_{лт} = 5 \cdot 10^{-7}$ и $F_{лт}^* = 10^{-3}$ представлены на рис. 8.

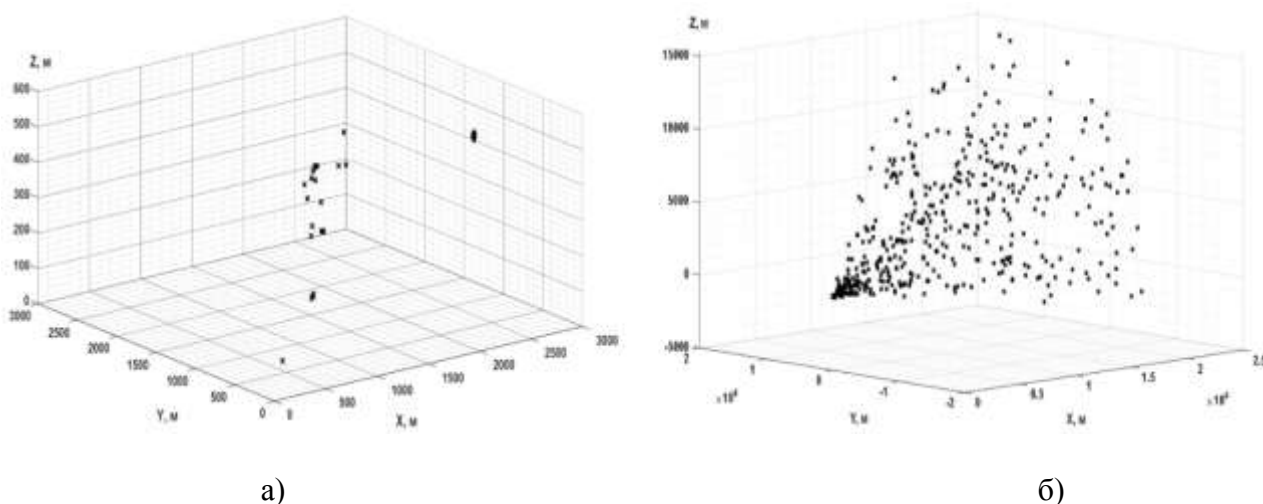


Рис. 8. Выборка ложных отметок за $M = 10$ обзоров:
 а – для исходного фрагмента при $F_{лт} = 5 \cdot 10^{-7}$;
 б – ложные отметки при $F_{лт}^* = 10^{-3}$

Для оценки вероятности $F_{лт\_эксп}$ используется выражение (2). Для доверительной вероятности $\gamma = 0,95$ и вероятности ложной тревоги в разрешаемом объеме $F_{лт}^* = 10^{-3}$ количество опытов составляет $K = 3000$ согласно выражению (3).

Количество разрешаемых объемов РЛС-ОВП N_{el} определяется согласно выражению (4) для $R_{max} = 25$ км, $\beta_{min} = -45^\circ$, $\beta_{max} = 45^\circ$, $\epsilon_{min} = -5^\circ$, $\epsilon_{max} = 55^\circ$, $\Delta R = 10$ м, $\Delta\beta = 6^\circ$, $\Delta\epsilon = 6^\circ$ и составляет $N_{el} = 37350$.

Для условной вероятности ложной тревоги в элементе разрешения $F_{лт}^* = 10^{-3}$ после обработки выборки отметок в предлагаемом дополнительном канале обнаружения «экспериментальная» вероятность ложной тревоги составляет $F_{лт\_эксп} = 1,52 \cdot 10^{-7}$.

Далее оценивается условная вероятность правильного обнаружения. Расчет вероятностей правильного обнаружения производится для каждой из двух целей отдельно, в соответствии с выражениями (5)–(8).

Количество испытаний для доверительной вероятности $\gamma = 0,95$, точности оценки $\alpha = 0,02$ и условной вероятности правильного обнаружения $D = 0,5$ определяется исходя из соотношений (7), (8) и равно $K = 2401$.

Таким образом, для оценки условной вероятности правильного обнаружения проводится 2401 опыт при неизменных условиях их выполнения.

После проведения указанного количества опытов вероятность правильного обнаружения составила:

- первой цели в дополнительном программном канале $D_{эксп\_1} = 0,98$;
- второй цели – $D_{эксп\_2} = 0,63$.

Уменьшение условной вероятности правильного обнаружения второй цели связано с тем, что на конечном участке траектории цель совершает маневр, вероятнее всего, разворот. Итоговая вероятность правильного обнаружения составляет $D_{эксп} = 0,81$.

Результат правильного обнаружения целей в i -м опыте приведен на рис. 9.

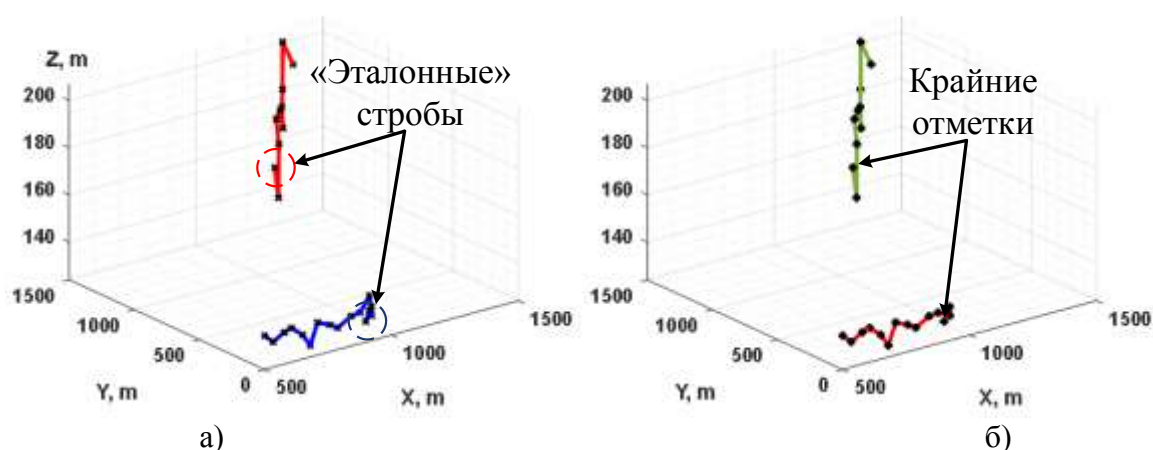


Рис. 9. Траектории:
а – эталонные; б – обнаруженные в дополнительном канале

По результатам проведения эксперимента получены следующие значения показателей качества обнаружения: вероятность правильного обнаружения $D_{\text{эксп}} = 0,81$ и ложной тревоги $F_{\text{лт\_эксп}} = 1,52 \cdot 10^{-7}$. Эти значения показателей обеспечиваются за счет обработки радиолокационной информации, полученной за 10 обзоров РЛС-ОВП при пониженном пороге обнаружения $q^* = 9,5$ дБ.

Затем, используя соотношение (10), рассчитываются дальности обнаружения целей при различных значениях отношения сигнал-шум.

В основном канале РЛС-ОВП дальность обнаружения цели с ЭПР = $0,01 \text{ м}^2$ составляет $R_{\text{осн}} = 5,3$ км. По результатам эксперимента дальность обнаружения РЛС-ОВП такой же цели в дополнительном программном канале будет составлять $R_{\text{эксп}} = 6,55$ км.

Характер повышения дальности обнаружения при понижении порогового значения отношения сигнал-шум показан на рис. 10.

Обобщенные результаты эксперимента приведены в табл. 1.

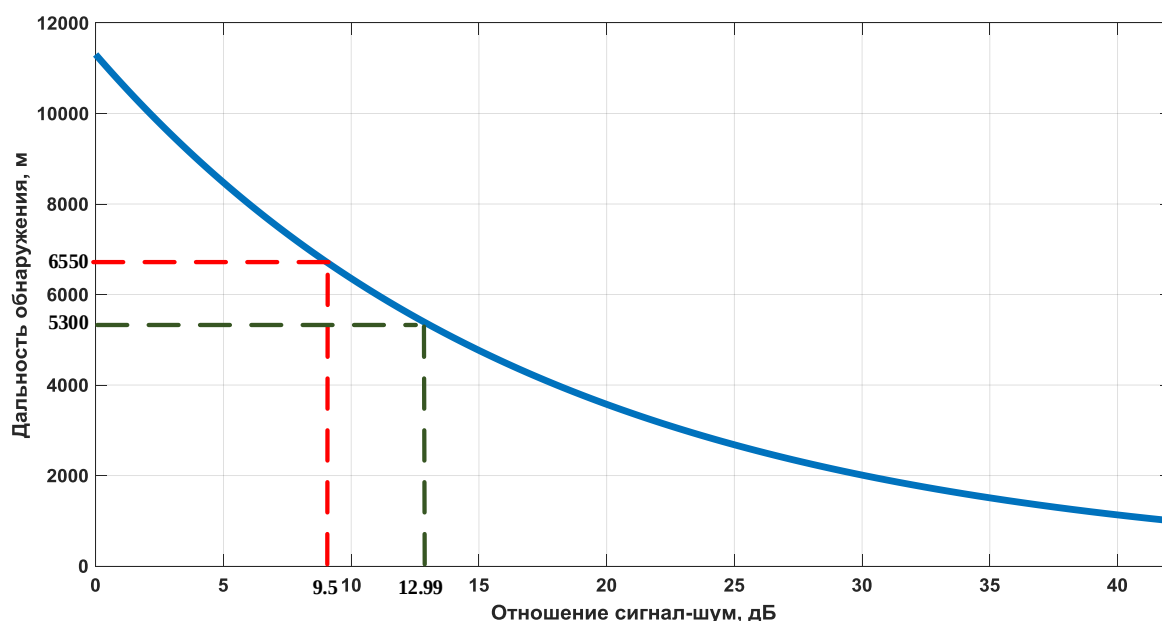


Рис. 10. Зависимость дальности обнаружения от порогового значения отношения сигнал-шум

Таблица 1

Обобщенные результаты эксперимента

Значения показателей качества в основном канале		Значения показателей качества в дополнительном канале по результатам эксперимента		Оценка прироста показателей и дальности
$F_{\text{лт}}$	$5 \cdot 10^{-7}$	$F_{\text{лт эксп}}$	$1,52 \cdot 10^{-7}$	-
D	0,5	$D_{\text{эксп}}$	0,81	-
$q_{\text{осн}}, \text{дБ}$	13	$q^*, \text{дБ}$	9,5	3,5
$R_{\text{осн}}, \text{м}$	5300	$R_{\text{доп}}, \text{м}$	6550	24%

* q – при условной вероятности ложной тревоги в разрешаемом объеме $F_{\text{лт}} = 10^{-3}$

Для оценки прироста дальности используется выражение (9). По результатам расчета прирост дальности составляет 1,25 км, в процентном соотношении – около 24%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты эксперимента демонстрируют возможность обнаружения малоразмерных целей в условиях низких значений отношения сигнал-шум. Дополнительный программный канал обработки радиолокационной информации может применяться:

- в современных РЛС для решения задач обнаружения целей при низком отношении сигнал-шум, например БПЛА;
- для целей на больших дальностях в условиях постановки противником активных шумовых помех.

Список использованных источников

1. Способ обнаружения малоразмерных целей с использованием параметрических преобразований в условиях низких значений отношения сигнал-шум / И.С. Ашурков [и др.] // Успехи современной радиоэлектроники. – М. : Радиотехника, 2024. – Т. 78, № 9. – С. 27–33.
2. Имитационная модель процесса обнаружения аэродинамических целей на основе параметрических преобразований в многопозиционной локационной системе / С. А. Житков [и др.] // Успехи современной радиоэлектроники. – М. : Радиотехника, 2020. – № 12. – С. 32–44.
3. Пат. на изобретение № 2732916 Российская Федерация, МПК G01S 7/41 (2006.01), G01S 13/04 (2006.01). Комплексный обнаружитель прямолинейной траектории воздушного объекта в пространстве с использованием преобразования Хафа / Житков С. А., Лешко Н. А., Ашурков И.С. [и др.]; заявитель и патентообладатель Ярославское высшее военное училище ПВО. – 2019. – № 2019119734; заявл. 24.06.2019; опубл. 24.09.2020, Бюл. № 27. – 19 с.
4. Пат. на изобретение № 2776417 Российская Федерация, МПК G01S 7/41 (2006.01), G01S 13/04 (2006.01). Комплексный обнаружитель криволинейных траекторий воздушных объектов с использованием параметрических преобразований / Лешко Н. А., Ашурков И. С., Кадыков А. В. [и др.]; заявитель и патентообладатель Ярославское высшее военное училище ПВО. – № 2021134114; заявл. 22.11.2021; опубл. 19.07.2022, Бюл. № 20. – 30 с.
5. Пат. на изобретение № 2806448 Российская Федерация, МПК G01S 7/41 (2006.01), G01S 13/04 (2006.01). Способ обнаружения маневрирующих малоразмерных воздушных объектов с использованием параметрических преобразований и устройство для его реализа-

ции / Лешко Н. А., Ашурков И. С., Кадыков А. В. [и др.]; заявитель и патентообладатель Ярославское высшее военное училище ПВО. – № 2023135662; заявл. 15.03.2023; опубл. 28.10.2023, Бюл. № 31. – 17 с.

6. *Ширман Я. Д.* Радиолокационные системы: основы построения и теория / под ред. Я. Д. Ширмана. – М. : Радиотехника. 2007. – 806 с.

7. *Лаврентьев А. В., Пискунов А. В.* Основы компьютерного проектирования и моделирования радиоэлектронных систем. Моделирование компонентов радиоэлектронных систем различного уровня сложности средствами пакетов прикладных программ *Matlab* и *MathCAD* : учеб. пособие / Филиал ВКА им. А. Ф. Можайского (г. Ярославль). – Ярославль, 2013. – 136 с.

8. *Виноградов А. П.* Основы обработки радиолокационной информации. – СПб. : Филиал ВУ ПВО, 2002. – Ч. 3 : Третичная обработка радиолокационной информации. Статистическое моделирование процесса обработки РЛИ. – 155 с.

9. ГОСТ Р 8.736-2011. Измерения прямые многократные. Методы обработки результатов измерений. Основные положения : утв. и введ. в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию от 13 дек. 2011 г. № 1045-ст : [введен впервые] : дата введения 2013-01-01 / подготовлен Всероссийским научно-исследовательским институтом метрологии им. Д. И. Менделеева. – М. : Стандартинформ, 2011. – 27 с.

И. С. Бердюгин¹,

¹Военная академия связи, г. Санкт-Петербург.

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К СТРУКТУРЕ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СВЯЗИ И АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЗА СЧЕТ ДИНАМИЧЕСКОГО ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ СИЛ И СРЕДСТВ

В статье описана методика формирования требований к структуре системы технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления за счет динамического перераспределения сил и средств. Целью работы является повышение эффективности функционирования системы технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления. Представлены этапы методики, включая формирование подмножества показателей функционирования, проведение ранжирования показателей по критерию вклада в достижение требуемого уровня обеспеченности, динамическое перераспределение сил и средств. Приведен критерий оптимизации, позволяющий создать рациональную структуру системы, которая повысит эффективность ее функционирования.

Ключевые слова: система технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления, повышение эффективности, динамическое перераспределение, ранжирование, восстановление.

ВВЕДЕНИЕ

Современные вооруженные конфликты характеризуются значительным изменением состава вооружения, военной и специальной техники, появлением новых задач связи, применением вероятным противником передовых средств поражения и радиоэлектронной борьбы – всё это требует устойчивого информационного обмена в реальном масштабе времени на всех уровнях управления. Кроме того, повышаются требования к системе связи, и, как следствие, возрастает роль технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления (ТОС и АСУ).

Организация ТОС и АСУ является одной из важнейших задач в комплексе задач по обеспечению управления Вооруженными силами Российской Федерации (ВС РФ) [3].

Одни из основных функций, которые выполняют силы и средства ТОС и АСУ, – это восстановление и возвращение в строй техники связи и АСУ (ТС и АСУ) при повреждениях и эксплуатационных отказах [4].

Главной целью ТОС и АСУ является поддержание максимально возможной обеспеченности войск работоспособной, готовой к применению по назначению техникой связи.

Для достижения указанной цели создается система технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления (система ТОС и АСУ). Такая система является частью системы связи, она предназначена для восполнения потребности войск в комплексах или средствах связи и автоматизации путем обеспечения их безотказной работы, восстановления и ремонта при повреждениях и возвращения в строй на стадии эксплуатации, для восполнения потерь соединений и воинских частей связи в технических средствах, которые могут быть безвозвратно потеряны вследствие действий противника в военное время [1].

В соответствии с требованиями Наставления по связи Вооруженных сил Российской Федерации (связь в объединениях), система технического обеспечения связи и АСУ должна удовлетворять предъявляемым к ней требованиям по боевой готовности, устойчивости, мобильности, пропускной способности, разведывательной защищенности, доступности и управляемости.

Предъявляемые к системе ТОС и АСУ требования характеризуются набором качественных показателей, используемых для оценки эффективности ее функционирования. Оценка

эффективности функционирования системы ТОС и АСУ производится по комплексному показателю (1):

$$Q_{\text{ТОС}} = f(K_{\text{тг}}, K_{\text{эф}}, W_p, N_{\text{п}}, K_{\text{тдн}}, R_{\text{ТОС}}, t_{\text{цу}}). \quad (1)$$

В выражении (1) используются следующие показатели:

показатель боевой готовности – коэффициент технической готовности ($K_{\text{тг}}$);

показатель устойчивости – коэффициент сохранения эффективности ($K_{\text{эф}}$);

показатель мобильности – резерв сил и средств системы ТОС и АСУ ($R_{\text{ТОС}}$);

показатель пропускной способности – производительность ремонтных органов (W_p);

показатель разведывательной защищенности – прогнозируемый уровень потерь ТС и АСУ ($N_{\text{п}}$);

показатель доступности – коэффициент техники двойного назначения ($K_{\text{тдн}}$);

показатель управляемости – время цикла управления в системе ТОС и АСУ ($t_{\text{цу}}$).

Показатели функционирования системы ТОС и АСУ ранжируются по критерию их вклада в достижение цели на основе экспертных оценок и имеющихся статистических данных.

Для повышения эффективности функционирования системы ТОС и АСУ ранее проводились исследования данного вопроса с использованием различных методов. В работе [4] одним из путей повышения эффективности рассматривалось соблюдение рациональной очереди восстановления поврежденных образцов техники. Для формирования рациональной очереди ремонта вводилось понятие «значимость» как показатель, отражающий трудоемкость ремонта, однако уровень прогнозируемых потерь техники связи при формировании рациональной очереди ремонта не учитывался.

В данной работе представлена методика формирования требований к структуре системы ТОС и АСУ за счет динамического перераспределения имеющихся сил и средств, что обеспечивает выполнение требований, предъявляемых к ней системой связи. Задача оптимального распределения ресурсов является актуальной, и ее решение обуславливается разработкой методов, моделей и алгоритмов, позволяющих оптимизировать структуру системы ТОС и АСУ в целях повышения эффективности ее функционирования [2].

ФОРМИРОВАНИЕ ПОДМНОЖЕСТВА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СВЯЗИ И АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Система ТОС и АСУ должна быть способна своевременно реагировать на прогнозируемый уровень выхода из строя техники связи вследствие отказов и боевых повреждений, что позволит оперативно принимать решение на изменения обстановки и поддерживать эффективность функционирования на необходимом уровне.

В настоящее время универсальных, эффективных и точных методов решения задач распределения ресурсов не существует, как, собственно, и общих алгоритмов поиска ограниченных ресурсов [2].

На современном этапе развития ВС РФ при анализе организации мероприятий технической эксплуатации техники связи выявлены проблемные вопросы, решение которых оказывает существенное влияние на проведение таких мероприятий (основные из них связаны с осуществлением ремонта) [3].

Часть проблемных вопросов в сфере научной деятельности связана с тем, что действующие подходы по повышению эффективности функционирования системы ТОС и АСУ не позволяют оценить и реализовать имеющиеся ресурсы в полной мере, а в практике войск – с тем, что существующая система справляется с задачей восстановления техники связи и АСУ не в полном объеме (не соблюдается в первую очередь своевременность восстановле-

ния). Следовательно, для поддержания обеспеченности войск техникой на требуемом уровне необходимо повышение эффективности функционирования подсистемы восстановления ТС и АСУ [4].

Исследование таких технически насыщенных систем требует поэтапного подхода, описанного в ряде исследований [2, 4].

Работа должностных лиц при подготовке к выполнению задач должна быть направлена на формирование такой организационно-технической структуры системы ТОС и АСУ, которая обеспечит выполнение требований, предъявляемых к ней системой связи по производительности и пропускной способности [6].

В процессе функционирования системы технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления выделяется конечное число параметров системы $\Pi_{\text{ТОС}}$. Множество состояний системы ТОС и АСУ характеризуется подмножеством показателей функционирования системы ТОС и АСУ $\Pi_{\text{ТОС } i}$, основными из которых являются:

- коэффициент технической готовности $K_{\text{тг}}$;
- коэффициент сохранения эффективности $K_{\text{эф}}$;
- производительность ремонтных органов $W_{\text{р}}$;
- коэффициент техники двойного назначения $K_{\text{тдн}}$;
- период ремонта $T_{\text{р}}$, прогнозируемый уровень потерь ТС и АСУ $N_{\text{п}}$;
- количество ремонтных комплектов $N_{\text{рк}}$, время проведения технической разведки $t_{\text{р}}$;
- резерв сил и средств системы ТОС и АСУ $R_{\text{ТОС}}$, время цикла управления в системе ТОС и АСУ $t_{\text{цУ}}$.

В ходе математической постановки задачи на формирование подмножества показателей функционирования системы ТОС и АСУ определяются:

- комплексный показатель эффективности, связанный с целью функционирования системы ТОС и АСУ, – уровень обеспеченности техникой связи и АСУ (Q):

$$Q_{\text{ТОС}} \rightarrow Q_{\text{ТОС max}} = f(K_{\text{тг}}, K_{\text{эф}}, W_{\text{р}}, N_{\text{п}}, K_{\text{тдн}}, R_{\text{ТОС}}, t_{\text{цУ}}); \quad (2)$$

- критерий достижения цели функционирования системы ТОС и АСУ:

$$Q_{\text{ТОС}} \geq Q_{\text{ТОС доп}} (Q_{\text{ТОС доп}} = 75\%); \quad (3)$$

- область ограничений и допустимых значений:

$$D = \left\{ \Pi_{\text{ТОС}} \subset \Pi_{\text{СС}} \left| \begin{array}{l} \Pi_{\text{ТОС } i \text{ min}} \leq \Pi_{\text{ТОС } i} \leq \Pi_{\text{ТОС } i \text{ max}}, i = 1:r \\ Q_{\text{доп}} \leq Q \leq Q_{\text{исх}} \end{array} \right. \right\}, \quad (4)$$

где $\Pi_{\text{СС}}$ – показатели системы связи;

r – конечное число показателей функционирования системы ТОС и АСУ.

Выражения (2)–(4) получены на основе требований к функционированию системы ТОС и АСУ. Они отражают необходимость выбора подмножества показателей производительности, которые соответствуют функциональным и ресурсным ограничениям системы. Выражение (2) устанавливает функциональную зависимость показателя эффективности от показателей функционирования системы ТОС и АСУ. Выражение (3) определяет критерий эффективности функционирования системы ТОС и АСУ. Выражение (4) указывает, что подмножество показателей функционирования принадлежит подмножеству показателей системы связи, но при этом они не равны. Это подразумевает, что каждый элемент $\Pi_{\text{ТОС}}$ принадлежит $\Pi_{\text{СС}}$, но $\Pi_{\text{СС}}$ имеет элементы, не принадлежащие $\Pi_{\text{ТОС}}$.

Оптимальное решение о состоянии объекта принимается исходя из максимального значения уровня обеспеченности войск работоспособной, готовой к применению по назначению техникой связи и АСУ.

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К СТРУКТУРЕ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СВЯЗИ И АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЗА СЧЕТ ДИНАМИЧЕСКОГО ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ СИЛ И СРЕДСТВ

Повышение эффективности функционирования системы ТОС и АСУ может достигаться путем формирования соответствующих требований к ее структуре, рациональной из множества допустимых, в которой задачи ТОС и АСУ распределены по элементам с учетом ранжирования соответствующих показателей производительности по их вкладу в достижение цели. Это позволяет достигать экстремальных значений целевой функции при соблюдении всех заданных ограничений и допущений [5]. В общем случае задача повышения эффективности функционирования системы ТОС и АСУ состоит в динамическом перераспределении имеющихся сил и средств. В качестве математического аппарата в ходе разработки методики применен усовершенствованный метод последовательных назначений. Обобщенная блок-схема методики представлена на рис. 1.



Рис. 1. Обобщенная блок-схема методики формирования требований к системе ТОС и АСУ

На 1-м этапе производится расчет прогнозируемых потерь и выхода в различные виды ремонта техники связи и АСУ (рис. 2)

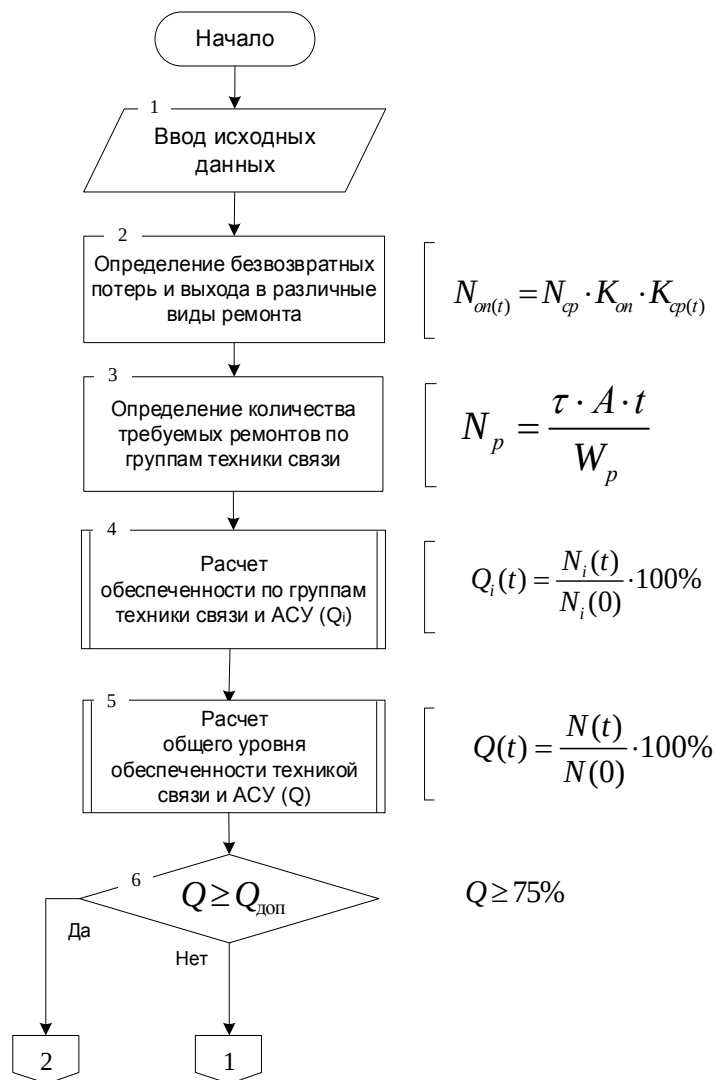


Рис. 2. Блок-схема 1-го этапа методики

Новизна 1-го этапа методики заключается в учете потерь сил и средств не только в технике связи, но и в силах и средствах технического обеспечения. Прогнозируемый уровень потерь определяется по выражению

$$N_{on(t)} = N_{cp} \cdot K_{оп} \cdot K_{cp(t)}, \quad (5)$$

где N_{cp} – норма среднесуточных потерь на планируемое время выполнения задач;
 $K_{оп}$ – коэффициент оперативного построения;
 $K_{cp(t)}$ – коэффициент, учитывающий воздействие противника.

Коэффициенты N_{cp} , $K_{оп}$, $K_{cp(t)}$ определяются исходя из целей и задач и оперативного построения войск.

Далее определяется количество реализуемых ремонтов техники связи:

$$N_p = \frac{\tau \cdot A \cdot t}{W_{рем}}, \quad (6)$$

где τ – минимальное время работы специалистов-ремонтников;
 A – количество специалистов-ремонтников;
 t – время восстановления;

$W_{\text{рем}}$ – предельная трудоемкость ремонта, определяемая исходя из штатной численности подразделений и планируемых сроков выполнения задач [6].

В завершении рассчитывается прогнозируемый уровень обеспеченности:

$$Q_{\text{тос}} = \frac{N(t)}{N(0)} \cdot 100\%, \quad (7)$$

где $N(t)$ – количество работоспособных образцов техники связи к завершению выполнения задач;

$N(o)$ – количество работоспособных образцов техники связи на момент подготовки и планирования.

На 2-м этапе методики производится ранжирование показателей производительности системы ТОС и АСУ (рис. 3).

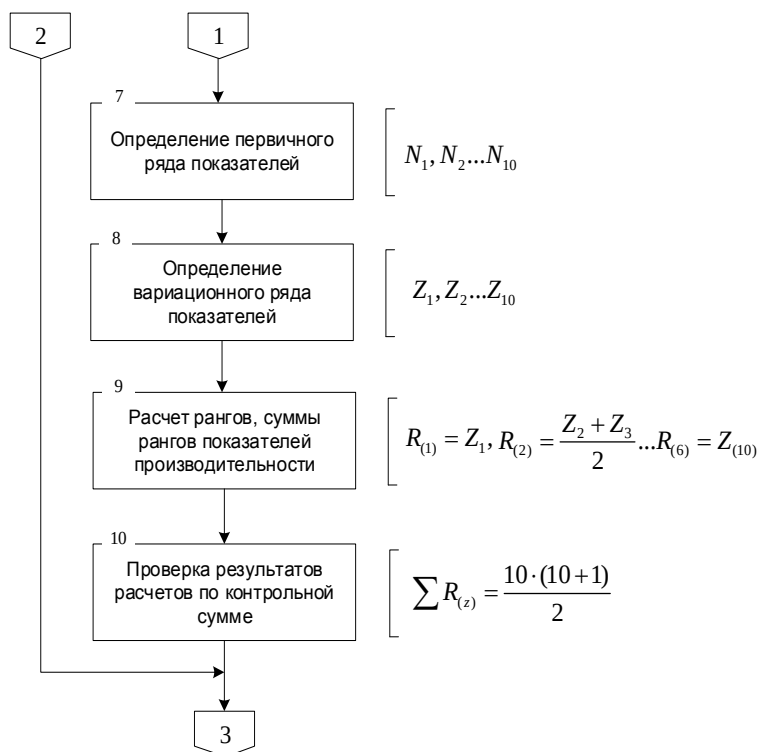


Рис. 3. Блок-схема 2-го этапа методики

В настоящее время в прикладной статистике все чаще применяются методы непараметрической статистики, когда вопрос о принадлежности распределения вероятностей данной величины к тому или иному классу вообще не поднимается, но задача оценки самой случайной величины, получения информации о ней остается. Большинство методов, использующих ранжирование, построены на применении шкалы порядка.

В общем виде алгоритм проведения ранжирования показателей производительности выглядит следующим образом:

1. Построение вариационного ряда (расположение данных первичного ряда в порядке возрастания).

2. Нумерация значений вариационного ряда, начиная с меньшего значения.

3. Запись рангов, при этом, если значение в вариационном ряду встречается один раз, то ранг равен порядковому номеру, а если встречается два или более раз, то ранг вычисляется как среднее из порядковых номеров, которые присвоены этому значению.

4. Проверка правильность ранжирования по контрольной сумме рангов.

На основе метода экспертных оценок определяются места показателей производительности в первичном ряду (табл. 1).

Таблица 1

Исходные данные для ранжирования (вариант)

Наименование показателя	Обозначение	Порядок в первичном ряду
Коэффициент технической готовности	$K_{тг}$	5
Коэффициент сохранения эффективности	$K_{эф}$	6
Производительность ремонтных органов	W_p	4
Коэффициент техники двойного назначения	$K_{тдн}$	3
Период ремонта	T_p	5
Прогнозируемый уровень потерь ТС и АСУ	N_p	4
Количество ремонтных комплектов	$N_{рк}$	2
Время проведения технической разведки	t_p	2
Резерв сил и средств системы ТОС и АСУ	$R_{тос}$	1
Время цикла управления в системе ТОС и АСУ	$t_{цу}$	4

Для приведенного варианта исходных данных получаем первичный ряд: $N_1 = 2$, $N_2 = 5$, $N_3 = 6$, $N_4 = 2$, $N_5 = 5$, $N_6 = 1$, $N_7 = 3$, $N_8 = 4$, $N_9 = 4$, $N_{10} = 4$.

Построим вариационный ряд: $Z_1 = 1$, $Z_2 = 2$, $Z_3 = 2$, $Z_4 = 3$, $Z_5 = 4$, $Z_6 = 4$, $Z_7 = 4$, $Z_8 = 5$, $Z_9 = 5$, $Z_{10} = 6$.

Проведя необходимые расчеты, получим ранговый ряд показателей производительности: $R_1 = 1$, $R_2 = 2,5$, $R_3 = 2,5$, $R_4 = 4$, $R_5 = 6$, $R_6 = 6$, $R_7 = 6$, $R_8 = 8,5$, $R_9 = 8,5$, $R_{10} = 10$.

В завершении ранжирования рассчитывается общая сумма рангов (8) и проверяется по контрольной сумме (9):

$$\sum R = R_1 + R_2 + \dots + R_{10} = 55, \quad (8)$$

$$\sum R_n = \frac{N \times (N + 1)}{2} = \frac{10 \times (10 + 1)}{2} = 55. \quad (9)$$

Ранжирование можно производить различными способами, исходя из стоящих перед должностным лицом задач, например, применяя методы анализа иерархий (АНР), регрессионного анализа и т. д.

На завершающем этапе методики производится динамическое перераспределение имеющихся сил и средств системы ТОС и АСУ и пересчет комплексных показателей (рис. 4).

В соответствии с разработанным алгоритмом оптимального распределения ограниченных ресурсов по зависимым операциям, процесс максимизации функции (2) разбивается на n итераций, на каждой из которых ресурсы r -го типа снимаются с не критических операций, имеющих резервы объема, и назначаются на выполнение критических операций, сокращение продолжительности которых обеспечит максимальное приращение целевой функции (1).

Вместе с тем предложенный модернизированный метод последовательных назначений позволяет получить оптимальное решение задачи перераспределения сил и средств по зависимым операциям за счет использования их резервов для случая, когда каждая операция может выполняться только одним r -м типом ресурса.

В качестве проверки адекватности методики был проведен практический расчет комплексного показателя обеспеченности воинской части связи в ходе выполнения задач по предназначению.

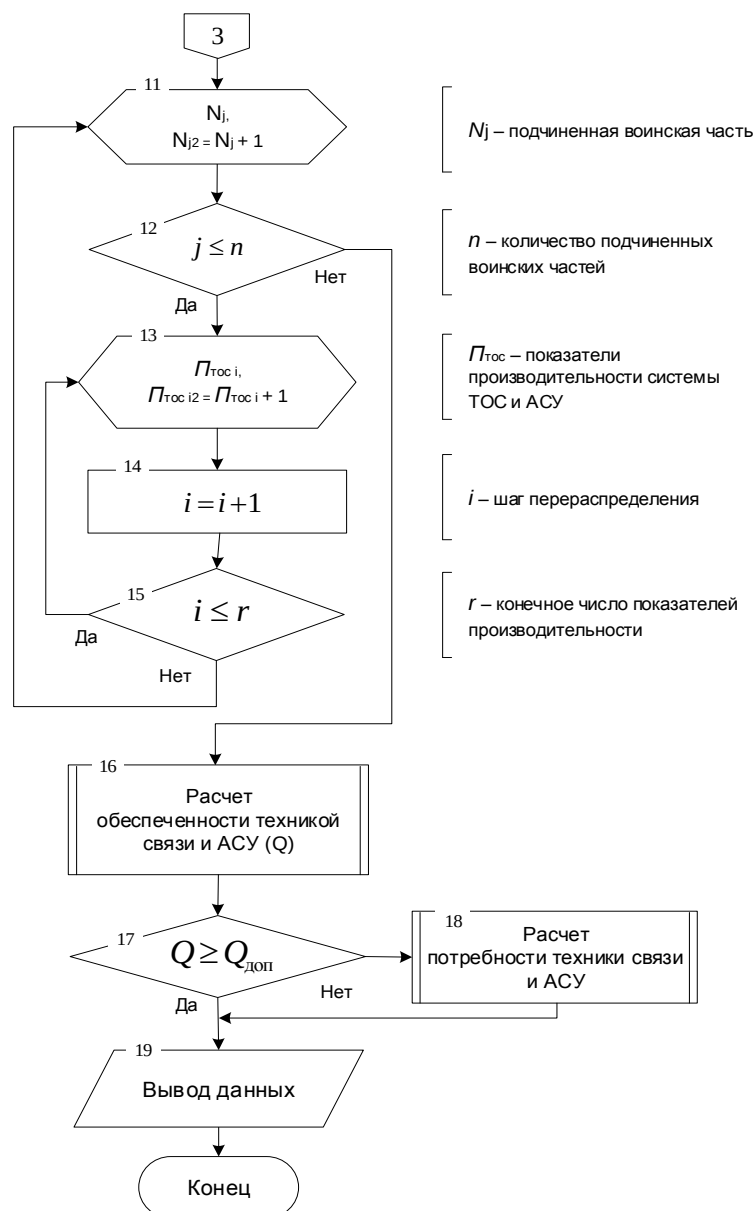


Рис. 4. Блок-схема 3-го этапа методики

Средний поток отказов определяется по выражению (10), где (t_1) , (t_2) – конечный отрезок времени, $r(t_2) - r(t_1)$ – число отказов за конечный отрезок времени. Тогда

$$\bar{\Lambda}(t) = \frac{\mu[r(t_2) - r(t_1)]}{(t_2 - t_1)}. \quad (10)$$

Интенсивность восстановления определяется по выражению

$$\mu_v(t) = \frac{\Delta n_b}{[n_{\text{во}} - n_b(t)] \Delta t}, \quad (11)$$

где $n_{\text{во}}$ – количество образцов ТС и АСУ, ожидающих восстановления в момент $t = 0$;
 $n_b(t)$ – количество образцов ТС и АСУ, восстановленных за время t .

На рис. 5 представлен график обеспеченности в условиях восстановления техники связи, требующей текущего ремонта, за счет сил и средств штатных войсковых ремонтных органов.

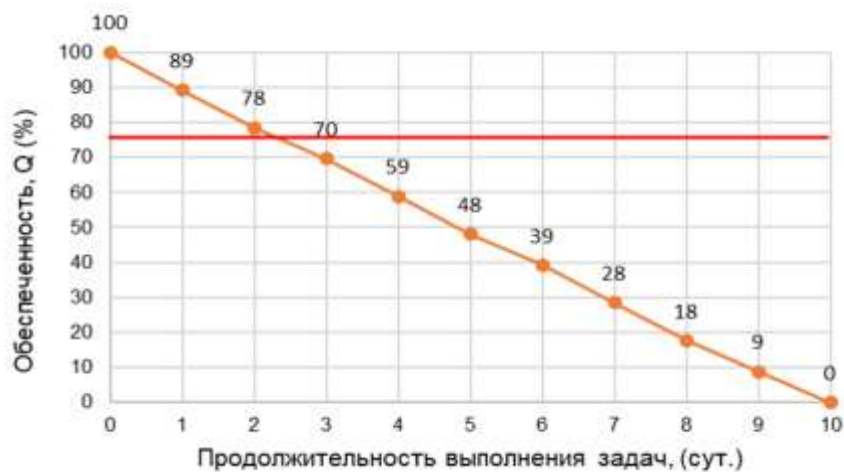


Рис. 5. График обеспеченности без учета снабжения



Рис. 6. График обеспеченности с учетом восполнения потерь за счет снабжения

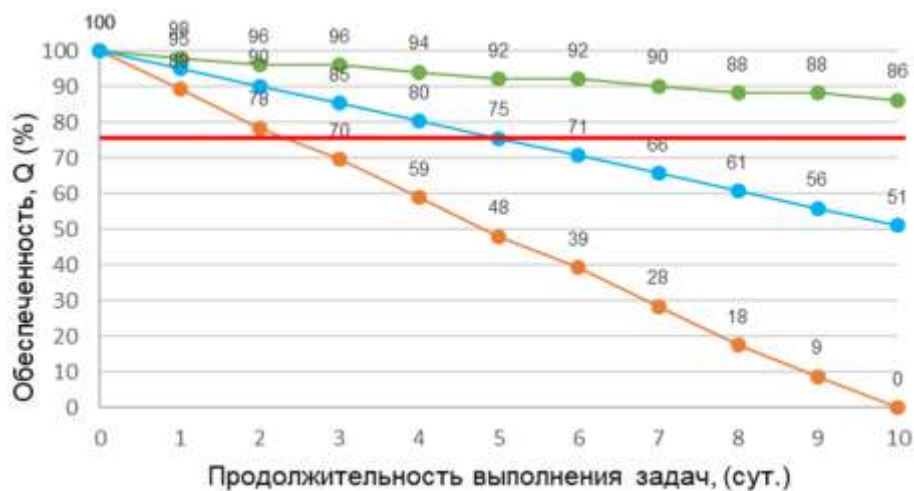


Рис. 7. График обеспеченности с учетом восполнения потерь за счет снабжения и динамического перераспределения сил и средств

Воинская часть связи становится неспособна выполнять задачи по предназначению уже в течение третьих суток, так как уровень обеспеченности работоспособной техникой связи и АСУ снизится ниже предельно допустимого. Имеющимися силами технического обеспечения подразделение сможет справиться с потоком отказов только по текущему ремонту.

На рис. 6 представлен график обеспеченности с учетом восполнения потерь техники связи и АСУ, вышедшей в средний и капитальный ремонт, за счет поставки ремонтных комплектов подсистемой снабжения. Компенсация потока отказов по среднему и капитальному ремонтам достигается за счет подсистемы снабжения (ремонтный комплект № 1 войсковых запасов). Однако потери техники связи, перешедшей в категорию безвозвратных потерь, требуют задействования ремонтного комплекта № 1 оперативных запасов и не могут быть восполнены силами подсистемы снабжения воинской части.

На рис. 7 отображена динамика повышения уровня обеспеченности с учетом динамического перераспределения сил и средств системы ТОС и АСУ между подразделениями, выполняющими задачи по предназначению в различных элементах оперативного построения с учетом проведенного ранжирования показателей и имеющегося ресурса.

Выходными данными методики являются:

$Q_{\text{ТОС}}$ – комплексный показатель обеспеченности ТС и АСУ, характеризующий эффективность функционирования системы ТОС и АСУ;

$П_{\text{ТОС}}$ – показатели функционирования, выступающие как требования к формированию структуры системы ТОС и АСУ.

Кроме того, в ходе расчетов определяется $V_{\text{ТОС}}$ – потребность системы ТОС и АСУ в силах и средствах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная методика формирования требований к структуре системы ТОС и АСУ представляет собой последовательный и систематизированный подход, основанный на поэтапной декомпозиции задачи повышения эффективности на взаимосвязанные этапы. Ключевым элементом методики является ранжирование показателей производительности, обеспечивающее достижение экстремума целевой функции при соблюдении ограничений, связанных с имеющимися ресурсами, условиями эксплуатации и внешними воздействиями.

Методика охватывает основные аспекты формирования структуры системы ТОС и АСУ, включая формирование подмножества показателей функционирования системы, выбор критерия эффективности и проведение необходимых расчетов.

Подход, представленный в статье, позволяет значительно сократить количество возможных вариантов при разработке структуры системы ТОС и АСУ, что способствует более эффективному решению задачи оптимизации.

Научная новизна заключается в том, что в методике учтены показатели системы ТОС и АСУ (потери сил и средств технического обеспечения, расход ремонтных комплектов, учет техники связи двойного назначения), которые ранее не рассматривались в научных работах из данной области.

Практическая значимость методики заключается в том, что в ходе формирования требований к системе ТОС и АСУ учтено функционирование всех ее составных частей: подсистемы управления, подсистемы снабжения и подсистемы восстановления.

Программная реализация методики позволит должностным лицам органов управления техническим обеспечением сократить цикл управления в ходе подготовки к выполнению задач. Для них критически важно своевременно получать необходимую информацию о текущем состоянии техники связи, прогнозируемом уровне выхода из строя, поскольку отсутствие данной информации может привести к срыву задач управления войсками.

В дальнейшем спланировано продолжение исследования, направленное на доработку методики с учетом непрерывно обновляющихся технологий и постоянно ужесточающихся требований к управлению войсками.

Методика предлагается для научно-исследовательских организации ВС РФ с целью обоснования и разработки руководящих документов, регламентирующих организацию технического обеспечения связи и АСУ видов и родов войск.

Список использованных источников

1. ГОСТ РВ 0158-006-2018. Связь военная. Термины и определения. – М. : Стандартинформ, 2018. – 24 с.
2. Метод оптимизации структуры детерминированной сетевой модели / О. А. Коновалов [и др.] // Вестник Воронежского государственного университета. Сер. : Системный анализ и информационные технологии. – 2012. – № 2. – С. 111–116. – EDN PWUEMV.
3. *Шептура В. Н., Чиркунов М. В.* Подходы к организации мероприятий технической эксплуатации техники связи и автоматизированных систем управления Вооруженных Сил Российской Федерации // Военная мысль. – 2021. – № 3. – С. 64–72. – EDN JOOGZR.
4. Способ повышения эффективности системы ремонта техники связи и автоматизированных систем управления в локальных войнах и вооруженных конфликтах / А. В. Мякотин [и др.] // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2022. – № 11-12(173-174). – С. 131–138. – EDN LLGPYC.
5. *Чихачев А. В., Козляков Д. К., Бердюгин И. С.* Пути совершенствования системы технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления // Проблемы технического обеспечения войск в современных условиях : тр. VI Межвузовск. научно-практич. конф., Санкт-Петербург, 02 мая 2021 года. – СПб. : ВАС, 2021. – С. 21–27. – EDN UVCEXX.
6. Методика расчета количества сил и средств технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления в операции / И. С. Бердюгин [и др.] // Проблемы технического обеспечения войск в современных условиях : тр. VII Межвузовск. научно-практич. конф., Санкт-Петербург, 25 марта 2022 года. – СПб. : ВАС, 2022. – С. 135–139. – EDN TECWPU.

М. А. Бубликов¹;
Е. Л. Лебедев¹,
доктор технических наук, профессор;
А. В. Ляшевский¹,
кандидат технических наук;
П. Н. Савчук²

¹Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского,
г. Санкт-Петербург.

²Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности,
г. Пересвет Московской обл.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЕГО ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ПРИ РАЗНЫХ ВИДАХ ЗАПУСКА

Представлены результаты экспериментальных исследований долговечности элементов камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Доказана верификация моделей теплового и напряженно-деформированного состояния конструкции камеры жидкостного ракетного двигателя при бесступенчатом, ступенчатом и программированном видах его запуска. Обоснован наиболее предпочтительный с точки зрения увеличения ресурса камеры ЖРД вид запуска двигателя.

Сформулированы практические рекомендации по увеличению долговечности камер ЖРД при различных видах их запуска и режимах управления тягой.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, камера, компоненты топлива, температура, давление, тепловое и напряженно-деформированное состояние.

ВВЕДЕНИЕ

Как показывает практика испытаний ЖРД (рис. 1), долговечность их камер в основном определяется ресурсом внутренней стенки, которая представляет собой тепловой экран, разделяющий охлаждающую жидкость, протекающую в трактах охлаждения, и продукты сгорания. В процессе функционирования она работает в наиболее тяжелых условиях. Основная нагрузка возникает в результате неравномерного прогрева внутренней и наружной стенок, что приводит к ее циклическому температурному нагружению и разрушению (рис. 2).



Рис. 1. Аварийные испытания ЖРД

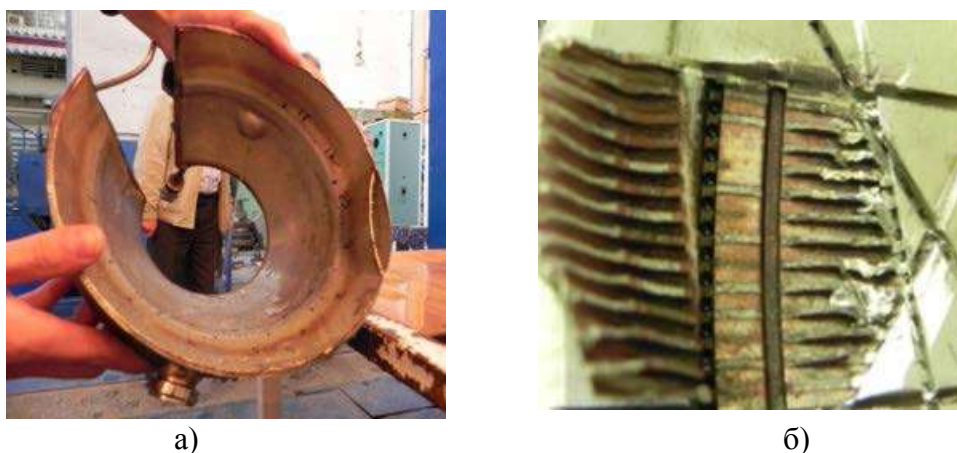


Рис. 2. Разрушение внутренней стенки камеры ЖРД:
а – разрушение (вспучивание) внутренней стенки камеры ЖРД; б – разрушение внутренней стенки камеры ЖРД (по ребрам тракта охлаждения)

В работах [1, 4] представлены модели изменения теплового и напряженно-деформированного состояний данных термонагруженных элементов при функционировании ЖРД. При этом в таких моделях учтены как термоцикличность, так и механическое стеснение внутренней стенки (теплового экрана камеры) наружной стенкой (силовым элементом камеры), а также особенности изменения теплообмена в трактах охлаждения камеры при изменении режимов функционирования двигателей, при их форсировании или дросселировании. Так, при форсировании вместо ожидаемого нагрева внутренней стенки может наблюдаться ее охлаждение, а при дросселировании – наоборот, нагрев. Это объясняется изменением режимов течения жидкости в трактах охлаждения, сменой ламинарного течения на турбулентное. Кроме этого, учитывая высокотемпературный режим функционирования ЖРД в моделях, учтены процессы высокотемпературной ползучести конструкционного материала и релаксации напряжений, которые в значительной степени влияют на уровень пластических деформаций, а значит, и на долговечность наиболее термонапряженного ее элемента – внутренней стенки камеры. При этом для оценивания ресурса данного элемента (как основного параметра долговечности) используются понятия статической повреждаемости или усталостной повреждаемости.

Для обеспечения требуемой верификации представленных в работах [1, 4] моделей требуется проведение экспериментальных исследований долговечности элементов камеры ЖРД в условиях теплового воздействия. При удовлетворительном совпадении теоретических и экспериментальных данных возможно проведение анализа долговечности ЖРД при различных режимах его запуска и функционирования.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ВНУТРЕННЕЙ СТЕНКИ КАМЕРЫ ЖРД В УСЛОВИЯХ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИХ НАГРУЗОК, ИМИТИРУЮЩИХ БЕССТУПЕНЧАТЫЙ ЗАПУСК

Экспериментальные исследования заключались в термоциклическом нагружении натуральных образцов, вырезанных из цилиндрической части камеры ЖРД 11Д14 в форме колец. Схема экспериментальной установки показана на рис. 3. Биметаллический образец (1) свободно устанавливался в качестве вторичной короткозамкнутой обмотки силового трансформатора (2). Циклический нагрев осуществлялся вторичным током трансформатора. Стальная

часть образца (S) постоянно охлаждалась водой (5) температурой $T = 308 \text{ K}$ через отверстия коллектора (3) в форме двух полуколец. Контроль температур колец проводился с помощью термопар (4), укрепленных на внутренней и наружной поверхностях образца. Знакопеременные температурные напряжения на бронзовой части образца (B) создавались за счет разности температур и температурных коэффициентов линейного расширения оболочек. В процессе испытаний фиксировалось число циклов ($N_{\text{ц}}$) до появления трещин на бронзовой оболочке.

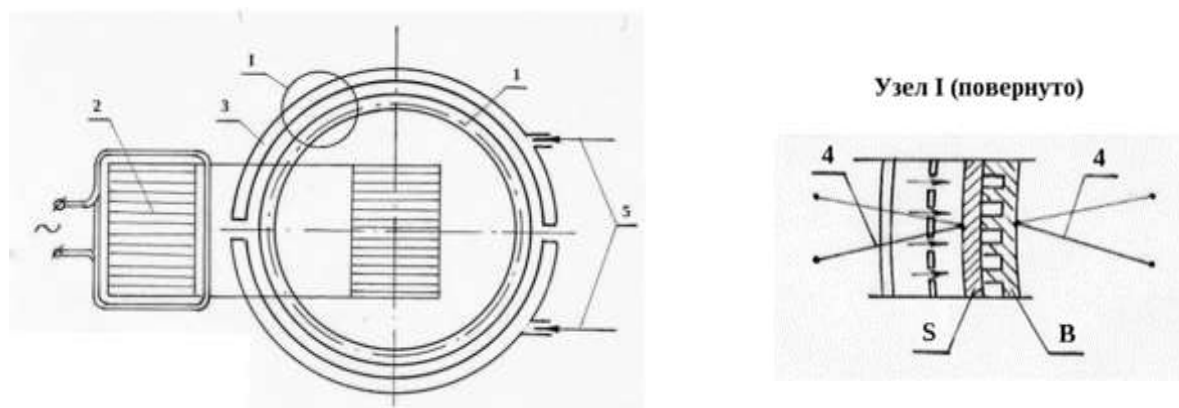


Рис. 3. Схема экспериментальной установки исследования влияния концентраторов на термоусталость

Исследование термической усталости проводилось на семи образцах, из них шесть – подвергались воздействию коротких циклов «нагрев – охлаждение» при времени выдержки, равном $\tau_{\text{в}} \approx 0,5 \text{ с}$: один при $\tau_{\text{в}} = 120 \text{ с}$. Время нагрева и охлаждения образцов зависело от температуры наружного кольца и составляло $\tau \approx 7 \div 9 \text{ с}$. Динамика изменения температур соответствовала бесступенчатому запуску ЖРД.

Результаты экспериментов приведены в табл. 1, где T_{maxB} , T_{minB} и T_{maxS} , T_{minS} – максимальная и минимальная температуры внутреннего и наружного кольца на внутренней и наружной поверхности соответственно.

Таблица 1

Результат исследований образцов в условиях теплосмен

№ п/п	Программа нагружения			Замеры		
	T_{maxB}	T_{minB}	$\tau_{\text{в}}$	T_{maxS}	T_{minS}	$N_{\text{ц}}$
	К	К	с	К	К	циклы
1	2	3	4	5	6	7
1	848	308	0,5	553	308	1620
2				603		3600
3				523		1850
4				443		1240
5				473		855
6				573		1035
7			120	573		186
8	848	308	0,5	–	–	345
9			120	–	–	178

Проводилось сравнение результатов испытаний на термоусталость одномерных образцов в условиях «жесткого» нагружения. Поскольку время прогрева образцов незначительно по сравнению со временем выдержки при $T_{\max B}$, предполагали, что разрушение в «коротких» циклах происходит от малоциклового усталости, а в нагружениях с выдержкой – дополнительно от статических повреждений. При этом усталостную P_f и статическую P_θ составляющую испытаний оценивали по методике, указанной в статье [2].

На рис. 4 результаты термоциклических нагружений ($\blacktriangle$) представлены в зависимости от величины температурного стеснения колец ξ в полулогарифмических координатах.

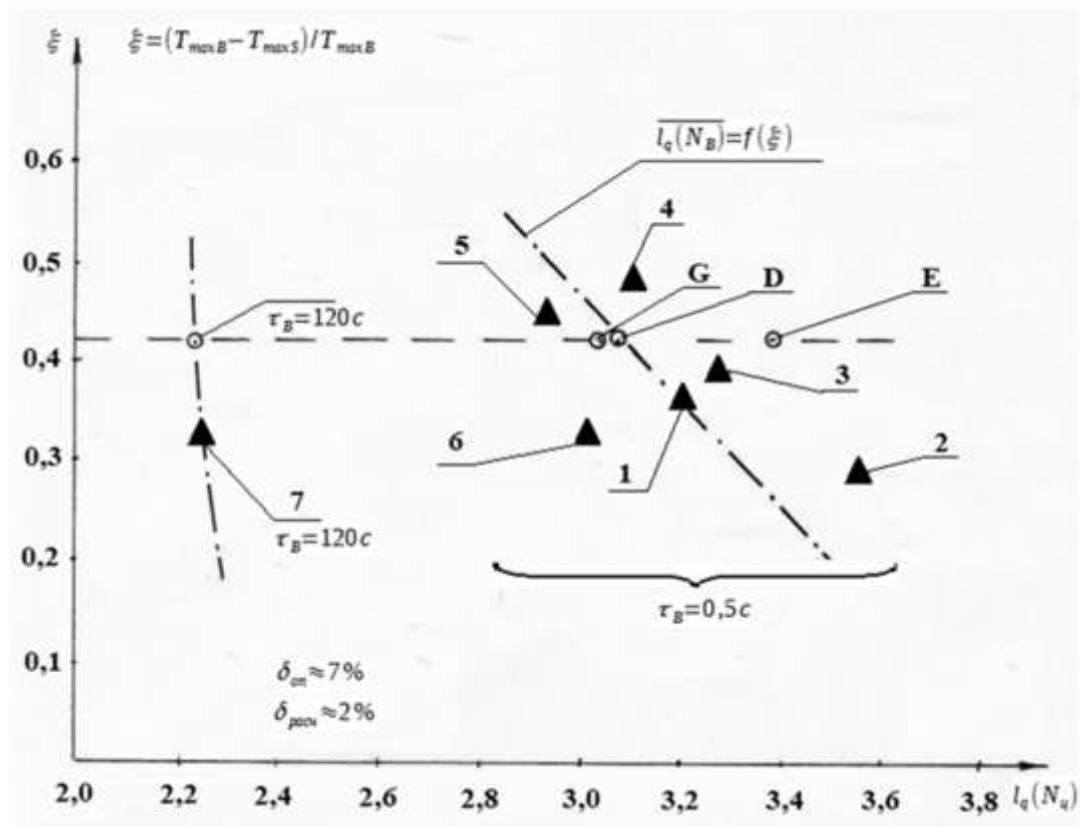


Рис. 4. Результаты термоциклических нагружений

Температурное стеснение определялось по формуле

$$\xi = \frac{T_{\max B} - T_{\max S}}{T_{\max B}}. \quad (1)$$

Результаты термоусталостных испытаний в таких координатах обычно аппроксимируют линейными зависимостями [3, 5, 6]. Применение метода наименьших квадратов позволило описать результаты термоциклических нагружений образцов математической моделью [3] в виде

$$\overline{\lg N_{\text{ц}}} = 3,9 - 1,924 \cdot \xi. \quad (2)$$

Зависимость математического ожидания $\lg N_{\text{ц}}$ от ξ на рис. 2 представлена штрих-пунктирной линией.

Для оценки погрешности опытов определялась величина среднеквадратического отклонения экспериментальных значений от расчетных по формуле (2):

$$\sigma = \left[\frac{\sum (\lg N_{ц} - \overline{\lg N_{ц}})^2}{N - K - 1} \right]^{\frac{1}{2}} = 0,195, \quad (3)$$

где $N = 6$ – число опытов;

$K = 1$ – число независимых переменных.

Относительная погрешность опытов при «коротком» нагружении $\delta_{оп}$, определенная для среднего значения

$$\delta_{оп} = \frac{\sigma}{(\lg N_{ц})_{ср}} = 0,0615, \quad (4)$$

не превосходила 7%, что позволяло использовать приведенные результаты для апробации разрабатываемой методики оценки ресурса бронзовой оболочки.

В коротких циклах нагружения происходит усталостное разрушение образцов по причине знакопеременных нагрузок, а при нагружениях с выдержкой – дополнительно от статических повреждений (по механизму длительной прочности). Использование принципа линейного суммирования повреждений позволяет определить величину статической составляющей: для гладкого образца: $P_{\theta}' = 4,72 \cdot 10^{-3}$ и образца с концентраторами: $P_{\theta}'' = 7,75 \cdot 10^{-3}$. Сопоставление результатов показывает существенное влияние концентрации напряжений на величину статических повреждений.

Для анализа характера разрушения из ряда образцов изготавливались шлифы, фото и схемы микроструктуры которых представлены на рис. 5. Анализ шлифов показывает, что трещины зарождаются и развиваются почти одновременно на обеих поверхностях внутренней стенки: со стороны ребер – в области угловых точек (на рисунке – 1), с внутренней стороны – в районе середины ребра (2).

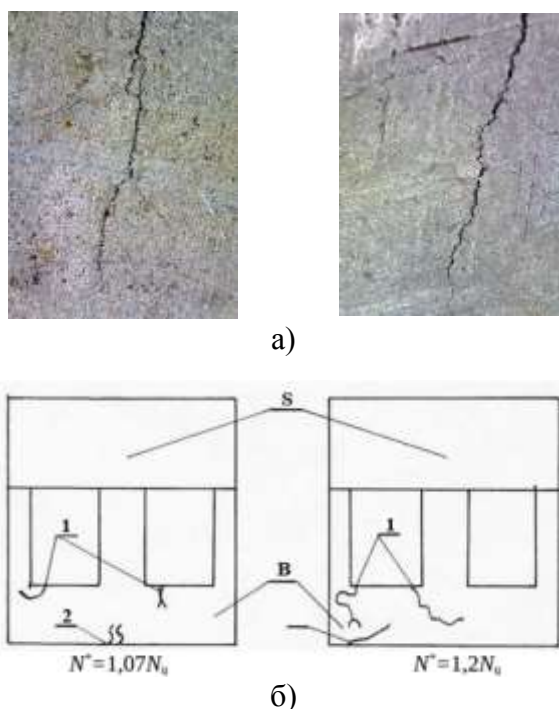


Рис. 5. Фото трещин (а) и схема зарождения и развития трещин в зависимости от числа циклов (б)

Полученные результаты удовлетворительно согласуются с результатами решений предлагаемых моделей [3]. Это позволит использовать данные модели для анализа функционирования ЖРД в различных режимах.

АНАЛИЗ ДОЛГОВЕЧНОСТИ КАМЕРЫ ЖРД ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ИХ ЗАПУСКА

Методика оценивания долговечности внутренней стенки камеры ЖРД представлена в работе [2]. Схема накопления указанных повреждений для пушечного (бесступенчатого) запуска ЖРД показана на рис. 6.

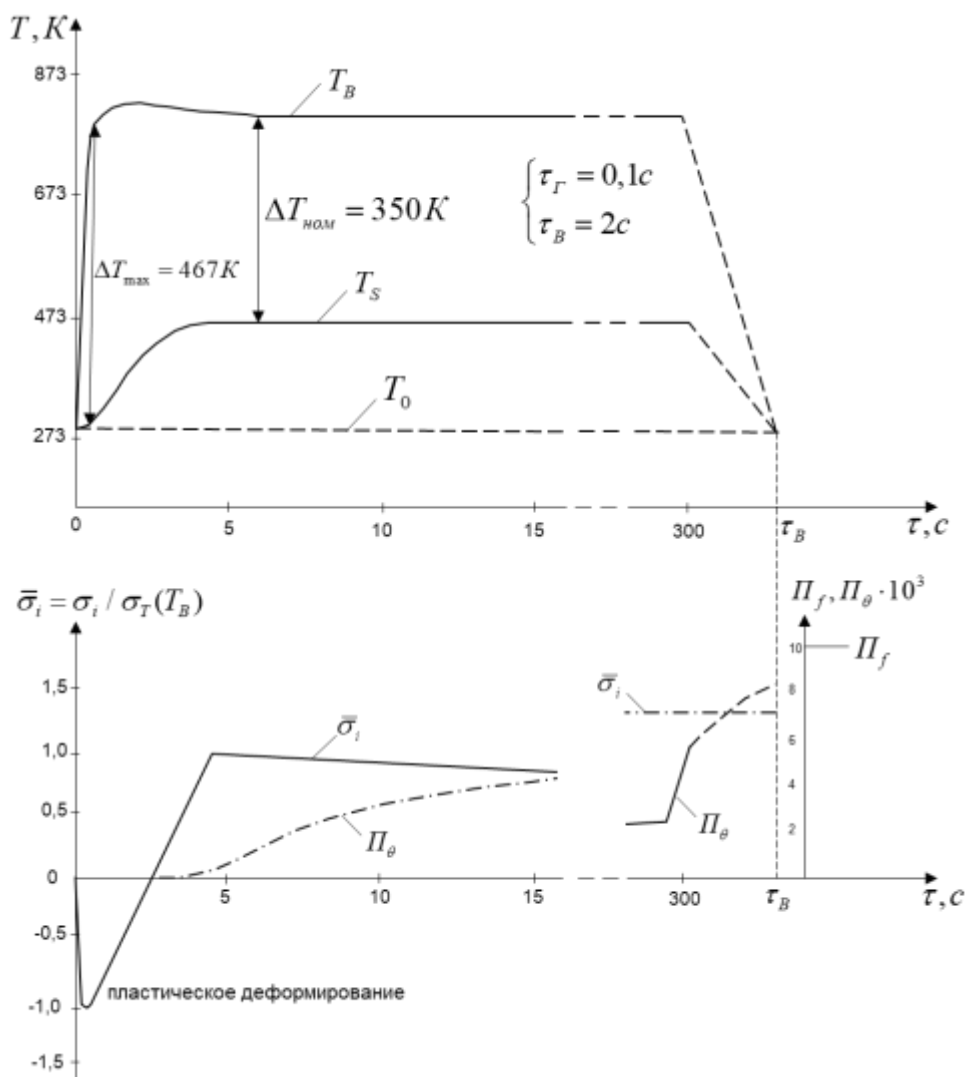


Рис. 6. Схема накопления повреждений

Как показано на рис. 6, накопление статических повреждений Π_θ осуществляется нелинейно. С течением времени функционирования приращение статических повреждений снижается. Это объясняется релаксацией и снижением уровня пластических деформаций [7, 10]. Усталостная составляющая повреждений обусловлена максимальным значение пластических деформаций, что, в свою очередь, зависит от максимального значения разности температур наружной и внутренней стенок. Согласно полученным расчетам, для «пушечного» запуска данное значение составляет $T_{\max} = 467 \text{ K}$ (на 1,1-й секунде работы двигателя). Это определяет максимальное значение накопленных пластических деформаций $\epsilon_{\max}^p = 0,0168$, которые, в свою очередь, определяют значение усталостной составляющей повреждений $\Pi_f = 0,0106$. Суммарная повреждаемость составит 0,017, что соответствует ресурсу $N \approx 58$ циклов.

Был проведен анализ ступенчатого запуска ЖРД. В этом случае расход топлива и давление за 0,5 с выходят на промежуточный режим, где указанные величины составляют 30% от

номинального значения. После выдержки этих параметров в течение 2 с расход и давление возрастают до номинального значения за 0,5 с: $P_k = 25$ МПа.

Согласно полученным результатам, максимальная разница температур между внутренней и наружной стенками составит $\Delta T_{\max} = 441$ К, что ниже, чем аналогичный параметр при «пушечном» запуске. В этом случае уровень пластических деформаций внутренней стенки и ее усталостная повреждаемость будут несколько ниже ($\epsilon^P_{\max} = 0,0163$, $P_f = 0,0102$), чем при «пушечном» запуске. Однако скорость релаксации в данном случае ниже, чем скорость релаксации в «пушечном» запуске в связи с тем, что внутренняя стенка имеет температуру ниже, чем при «пушечном» запуске ЖРД. Напряжения при этом находятся на высоком уровне. Следствием этого является сильный рост статической повреждаемости. В итоге общая повреждаемость не уменьшается, а несколько увеличивается: $P_{\Sigma} = P_f + P_{\theta} = 0,0102 + 0,0092 = 0,0194$, что соответствует ресурсу $N \approx 51$ цикл.

Таким образом, доказано, что в условиях функционирования ЖРД статическая повреждаемость (которая ранее не учитывалась) может иметь решающее значение для долговечности внутренней стенки камеры. Это объясняется неоднозначным влиянием температуры данной стенки на ее усталостную и статическую повреждаемость. С одной стороны, при повышенной температуре внутренней стенки в ней возникают значительные пластических деформации, а значит, и большие усталостные повреждения. С другой стороны, повышенная температура способствует релаксации напряжений, в этом случае их уровень снижается и снижается статическая повреждаемость, а при низкой температуре данная повреждаемость растет.

Исходя из указанного выше, для обеспечения требуемого ресурса ЖРД (по критерию «долговечность внутренней стенки») предлагается такой вид запуска, в котором обеспечивается как снижение разности температур между внутренней и наружной стенками, так и достаточный прогрев внутренней стенки. Для этого предлагается рассмотреть программированный запуск. В таком случае ЖРД функционирует на промежуточном режиме (давление в камере составляет 95% от номинального значения) в течение времени, достаточного для прогрева наружной стенки.

В связи с тем, что давление при этом ниже на 5%, чем при пушечном запуске, снижается плотность теплового потока, и, как следствие, снижается температура внутренней стенки, что уменьшает разницу температур между внутренней и наружной стенками. Максимум указанной разницы будет наблюдаться на 1-й секунде работы двигателя: $\Delta T_{\max} = 435,85^\circ\text{C}$. К этому времени накопленные пластические деформации будут равны максимальному значению: $\epsilon^P_{\max} = 0,01494$.

Динамическая повреждаемость при данных пластических деформациях значительно ниже, чем при обычном «пушечном» или ступенчатом запуске: $P_f = \frac{1}{N} = \frac{1}{104} = 0,00906$.

Дальнейший процесс запуска ЖРД связан с прогревом наружной стенки. Расширяясь, наружная стенка вытягивает уже сжатую внутреннюю стенку [8, 9]. Именно в этот момент времени увеличивается расход топлива и давление возрастает на 5% до расчетного значения. Увеличивается коэффициент теплоотдачи от газа в стенку и от стенки в охлаждаемую жидкость. Температура внутренней стенки возрастает на $9,9^\circ\text{C}$. Так как последняя до этого находилась в растянутом состоянии, температурное расширение при нагреве приведет к спаду напряжений практически до нуля. Статическая повреждаемость будет составлять $P_{\theta} = 0,00378$, что ниже статической повреждаемости при рассмотренных ранее видах запуска. Общая повреждаемость $P_{\Sigma} = P_f + P_{\theta} = 0,00906 + 0,00378 = 0,01284$. Это соответствует ресурсу $N \approx 78$ циклов.

Как видно, данный тип запуска дает снижение повреждаемости за один цикл примерно на 40%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований, которые позволяют провести анализ долговечности внутренней стенки камеры ЖРД в условиях его функционирования. Обосновано, что в указанном случае наряду с усталостной повреждаемостью необходимо учитывать и ее статическую составляющую. Показано, что для повышения ресурса камеры снижение температуры внутренней стенки является недостаточным решением. Обоснован режим запуска, при котором реализовано как снижение усталостной, так и статической повреждаемости, при этом общая повреждаемость снизится на 40%.

Список использованных источников

1. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н.* Анализ долговечности камеры ЖРД в реальных условиях функционирования // Вопросы образования и науки : сб. науч. тр. по материалам междунар. научно-практич. конф. 31 окт. 2024 г. – Тамбов : Юконф, 2024. – Ч. 6. – С. 4–22.
2. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н.* Методика оценки напряженно-деформированного состояния внутренней оболочки камеры ЖРД // Вопросы образования и науки : сб. науч. тр. по материалам междунар. научно-практич. конф. 31 окт. 2024 г. – Тамбов : Юконф, 2024. – Ч. 6. – С. 28–48.
3. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н.* Влияние конструктивных и технологических особенностей тракта охлаждения на долговечность камеры ЖРД многократного использования // Вопросы образования и науки: сб. науч. тр. по материалам междунар. научно-практич. конф. 31 окт. 2024 г. – Тамбов : Юконф, 2024. – Ч. 6. – С. 22–28.
4. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н.* Оценка напряженного и деформированного состояния модели в упругопластической области // Вопросы образования и науки : сб. науч. тр. по материалам междунар. научно-практич. конф. 31 окт. 2024 г. – Тамбов : Юконф, 2024. – Ч. 6. – С. 49–60.
5. Основы устройства ракет космического назначения / А. Ю. Карчин [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2019. – 180 с.
6. *Нестеров В. Е., Рудаков В. Б., Макаров В. И.* Анализ основных задач экспериментальной отработки многоразовой ракетно-космической системы // Вестник МАИ. – 2013. – Т. 20, № 5. – С. 77–85.
7. *Трофимов Р. С., Борздыко В. Г., Межевов А. В.* Вероятные механизмы разрушения огневых стенок камер ЖРД и их диагностика. – М. : РКТ, 1976. – Сер. 4, вып. 38. – С. 120–137.
8. *Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И.* Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методом оптимизации конструктивных схем // Вестник МАИ. – Т. 24, № 3. – С. 23–33.
9. *Васильев Е. Н.* Расчет характеристик теплообмена оребренной стенки // Сибирский журнал науки и технологий. – 2020. – Т. 21, № 2. – С. 226–232.
10. *Лебединский Е. В.* Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / под ред. В. Н. Коротеева. – М. : Машиностроение, 2008. – 512 с.

М. А. Бубликов¹;

Е. Л. Лебедев¹,

доктор технических наук, профессор;

А. В. Ляшевский¹,

кандидат технических наук;

П. Н. Савчук²

¹Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского,
г. Санкт-Петербург.

²Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности,
г. Пересвет Московской обл..

МЕТОДИКА РАСЧЕТА СТАТИЧЕСКИХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ОГНЕВЫХ СТЕНКАХ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрено применение характеристик сплава БрХ-08 для описания явлений термоусталости. Показаны особенности нагружения огневой стенки камеры жидкостного ракетного двигателя при воздействии напряжений растяжения-сжатия. Описаны статистические повреждения бронзы в условиях теплосмен.

Представлена методика расчета статических повреждений в огневых стенках камеры жидкостного ракетного двигателя.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, камера, напряженно-деформированное состояние, ползучесть, термоусталость, огневая стенка.

ВВЕДЕНИЕ

Камера – один из важнейших агрегатов жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), характеристики которой во многом определяют основные характеристики ЖРД – тягу и удельный импульс.

В современных камерах сгорания выделение теплоты в единице объема в сотни раз больше, чем в любых других тепловых машинах, что подвергает стенки камеры ЖРД негативному тепловому воздействию, влекущему за собой температурные и механические деформации, которые являются источником накопления повреждений в стенках камеры.

Статическая компонента повреждаемости стенок камеры ЖРД связана с разрушением материала под воздействием постоянных или медленно изменяющихся нагрузок, вызванных высокой температурой, давлением и химическим воздействием.

В отличие от динамических нагрузок (вибрации, ударные волны), статические нагрузки действуют в течение длительного времени, что приводит к постепенному накоплению повреждений и в конечном итоге – к разрушению конструкции камеры.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ СПЛАВА БРХ-08

Для изготовления камер ЖРД применяется медно-хромовый сплав БрХ-08, относящийся к группе бронз. Его основу составляет медь (Cu), обеспечивающая высокую теплопроводность и пластичность. Основным легирующим элементом является хром (Cr), который повышает прочность, термостойкость и износостойкость сплава.

Результаты экспериментальных исследований сплава БрХ-08 на ползучесть и длительную прочность в зависимости от величины приложенного напряжения и температуры в работе [1, 2] предложено описывать параметрическими зависимостями Ларсена – Миллера в форме:

$$T \cdot (c_1 - \lg \dot{\epsilon}^e) = B_1 + D_1 \cdot \sigma; \quad (1)$$

$$T \cdot (c_2 + \lg \tau_{II}) = B_2 + D_2 \cdot \sigma. \quad (2)$$

Обработка экспериментальных данных по методу наименьших квадратов позволила получить следующие значения коэффициентов для формул (1) и (2):

$$c_1 = 3,27; \quad B_1 = 8221 \text{ К}; \quad D_1 = -436,7 \cdot 10^{-7} \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Н};$$

$$c_2 = 1,87; \quad B_2 = 7018 \text{ К}; \quad D_2 = -513,8 \cdot 10^{-7} \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Н}.$$

Приведенные зависимости получены из опытов на растяжение одноосных образцов в диапазоне температур $T = 673 \div 873 \text{ К}$. При исследовании характеристик ползучести, напряжения варьировались в пределах $\sigma = (2,5 \div 5) \cdot 10^{-7} \text{ Н/м}^2$, а при исследовании длительной прочности – вплоть до предела временной прочности $\sigma_B(T)$. Выбранные диапазоны изменения нагрузок позволили учитывать деформационное упрочнение материала.

Отклонение экспериментальных точек от прямолинейных зависимостей (1) и (2) не превышало 5%, что позволяет судить о поведении материала в широком диапазоне нагрузок.

Следует отметить, однако, что в диапазоне малых напряжений предложенные зависимости дают завышенные результаты скорости ползучести, поскольку при $\sigma = 0$ величина $\dot{\epsilon}^c \neq 0$. Для более точного экстраполирования полученных результатов на область малых напряжений можно воспользоваться функцией гиперболического синуса [3]

$$\dot{\epsilon}^e = e^{\frac{2,3(c_1 \cdot T - B_1)}{T}} \cdot 4 \cdot \operatorname{sh}\left(\frac{B_1 + 5 \cdot D_1 \cdot \sigma}{T}\right), \quad (3)$$

позволяющего удовлетворять условию

$$\dot{\epsilon}^e = 0 \text{ при } \sigma = 0,$$

что позволяет скорости ползучести оставаться практически неразличимой с зависимостью (1) при $\sigma > 2 \cdot 10^{-7} \text{ Н/м}^2$.

На рис. 1 представлены результаты термоусталостных испытаний одноосных образцов в условиях «жесткого» нагружения с выдержкой при максимальной температуре цикла длительностью $\tau_B = 0,5; 2; 30; 120 \text{ с}$. Кривая для $\tau_B = 0,5 \text{ с}$, по сути дела, описывает усталостные повреждения образца, поскольку время выдержки незначительно, а в последующие моменты времени – дополнительно статические повреждения.

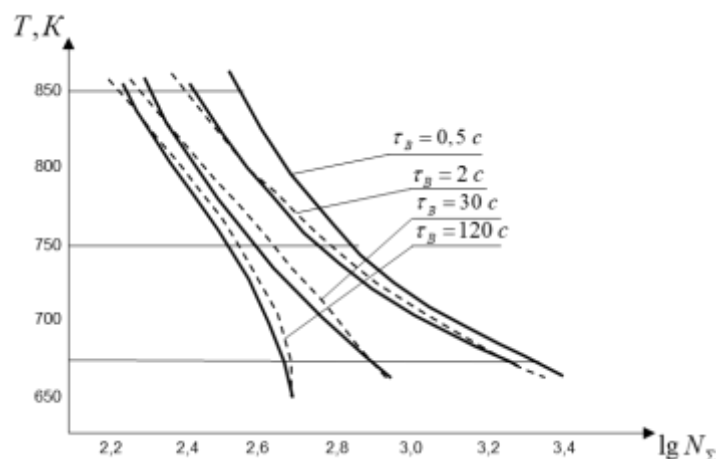


Рис. 1. Кривые термоциклической усталости

В работе [2] путем исследования термоусталости сплава БрХ-08 программными циклами нагружения подтвержден принцип линейного суммирования усталостных и статических повреждений. Таким образом, полное повреждение за цикл нагружения можно определить по формуле

$$P_{\Sigma} = \frac{1}{N_{\Sigma}} = P_f + P_{\theta}, \quad (4)$$

где N_{Σ} – число циклов до появления трещины в образце в условиях комбинированных повреждений.

Применение этого принципа для результатов термоусталостных исследований (см. рис. 1) позволило разделить величины усталостных и статических повреждений (рис. 2). Проведенные расчеты показывают, что в начале выдержки скорость накопления статических повреждений максимальна и возрастает с ростом температуры. Дальнейший прирост повреждений с увеличением температуры испытаний значительно замедляется, и это приводит к тому, что при времени выдержки $\tau_B = 120$ с величина накопленных статических повреждений находится приблизительно на одном уровне.

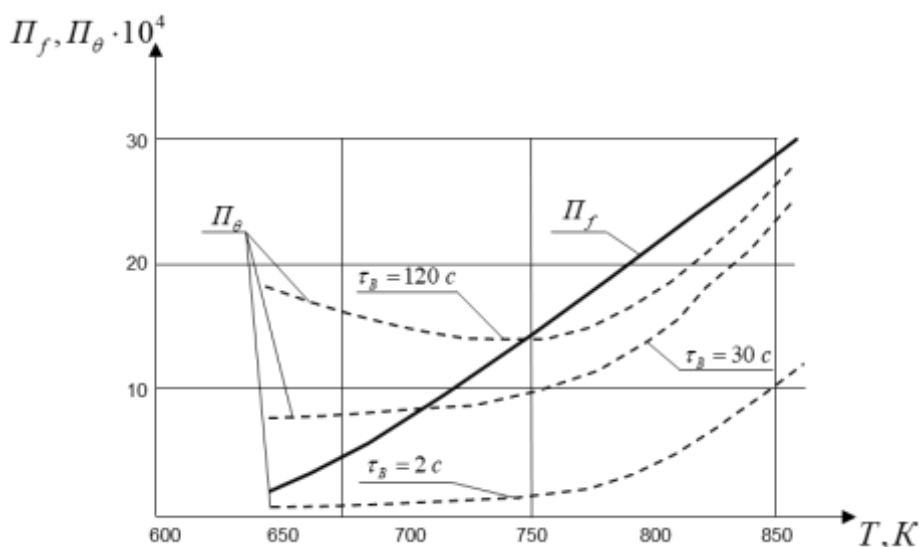


Рис. 2. Распределение усталостных и статических повреждений

Представленные результаты могут быть объяснены степенным характером зависимости длительной прочности и ползучести сплава БрХ-08 от температуры.

ОПИСАНИЕ СТАТИЧЕСКИХ ПОВРЕЖДЕНИЙ БРОНЗЫ В УСЛОВИЯХ ТЕПЛОСМЕН

Проверка возможности использования зависимостей (1) и (2) для расчета статических повреждений в условиях «жесткого» термоциклического нагружения проводилась при следующих допущениях:

- накопление статических повреждений происходит на этапе выдержки τ_B при максимальной температуре $T_{\max}$ цикла;
- характеристики ползучести и длительной прочности в условиях переменных (релаксирующих) напряжений описываются зависимостями (1) и (2) (квазистационарная постановка задачи);

– процесс релаксации напряжений начинается от некоторого фиксируемого напряжения σ_0 после упругопластического деформирования образца вследствие нагрева в стесненных условиях;

– характеристики ползучести и длительной прочности при растяжении и сжатии от одинаковыми зависимостями.

Деформационное упрочнение материала удовлетворительно описывается степенным законом в форме [4]

$$\sigma_m(\varepsilon_i^p, T) = \sigma_m(T) \cdot \left(\frac{\varepsilon_i^p}{\varepsilon_m}\right)^k, \quad (5)$$

$$\text{где } k = \lg \frac{\sigma_B(T)}{\sigma_m(T)} / \lg \frac{\varepsilon_B(T)}{\varepsilon_m(T)}.$$

В исследуемом диапазоне температур нагрев в условиях стеснения приводит к появлению пластических деформаций порядка процента, что вызывает 10–15%-ное упрочнение.

В условиях «жесткого» нагружения при установившейся температуре скорости упругих деформаций $\dot{\varepsilon}^e$ и деформаций ползучести $\dot{\varepsilon}^c$ связаны соотношением

$$\dot{\varepsilon}^e + \dot{\varepsilon}^c = 0. \quad (6)$$

Используя выражение (1), скорость упругих деформаций может быть записана как

$$\frac{\sigma}{E} = -K \cdot \eta \cdot e^{-A\sigma(T)}, \quad (7)$$

где E – модуль упругости;

η – коэффициент скорости ползучести, учитывающей упрочнение материала.

$$\text{Кроме того, здесь } K = e^{\frac{2,3(c_1 \cdot T - B_1)}{T}}; \quad A = -\frac{2,3 \cdot D_1}{T}.$$

Разделяя переменные и интегрируя уравнение (7) с учетом граничных условий $\sigma(\tau)_{\tau=0} = \sigma_0$, окончательно получим

$$\sigma(\tau) = -\frac{1}{A} \cdot \ln(L \cdot \tau + e^{-A\sigma_0}), \quad (8)$$

где $L = A \cdot E \cdot K \cdot \eta$.

Графики релаксации напряжений в образце от начальных значений $\sigma_0 = \sigma_m(T)$ при различных температурах представлены на рис. 3.

Из анализа представленных графиков видно, что скорость релаксации напряжений в значительной степени зависит от температуры образца, например, при температуре $T = 673$ К за первые 10 с напряжение релаксирует вдвое. Для температур выше $T = 870$ К описание ползучести экспоненциальным законом дает погрешности, приводящие даже к смене знака напряжения. При высоких температурах и значительных временах выдержки целесообразно использовать для скорости ползучести выражение (3).

Тогда процесс релаксации напряжений может быть описан следующей зависимостью:

$$\sigma(\tau) = \frac{1}{A} \cdot \ln\left(\frac{G \cdot \tau + Z + 1}{G \cdot \tau + Z - 1}\right), \quad (9)$$

$$\text{где } G = 4 \cdot E \cdot K \cdot \eta; \quad Z = \text{cth}(1,15 \cdot \frac{D_1}{T} \cdot \sigma_0).$$

На рис. 3 графики релаксации напряжений при использовании уравнения (9) для $T = 873 \text{ K}$ и $T = 773 \text{ K}$ представлены штриховыми линиями, для остальных температур результаты расчетов одинаковы.

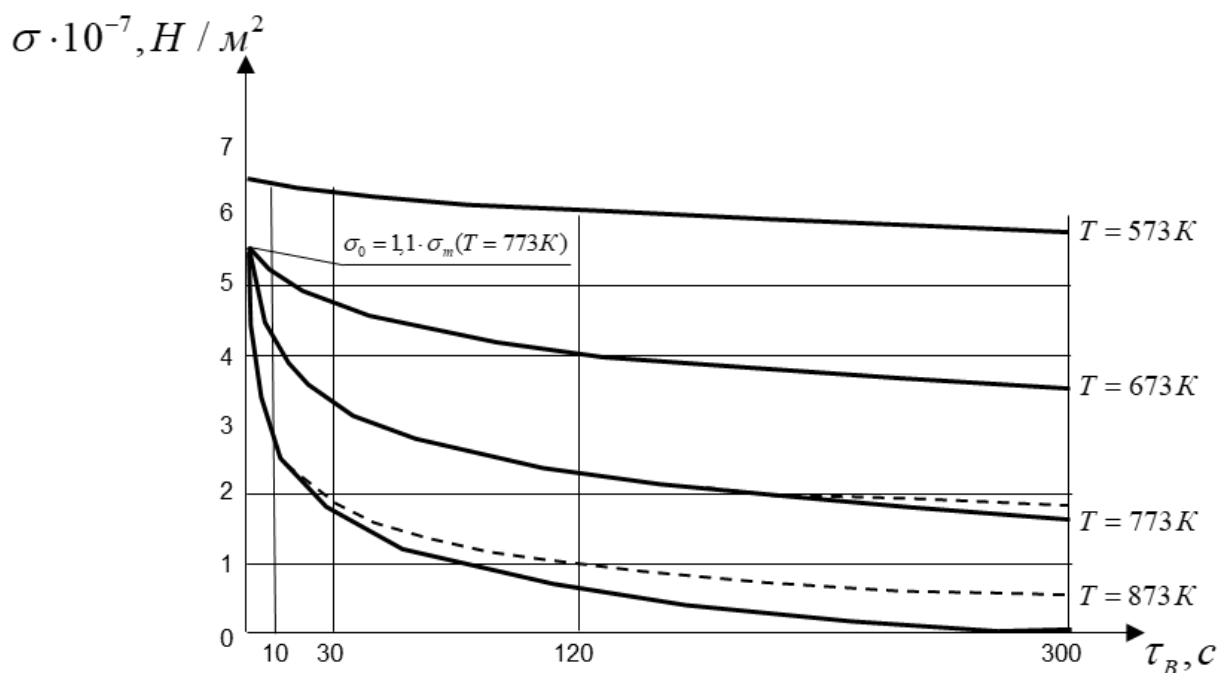


Рис. 3. Графики релаксации напряжений БрХ-08 в условиях «жесткого» нагружения

Для температуры $T = 773 \text{ K}$ представлена кривая релаксации напряжения от начального значения $\sigma_0 = 1,1 \cdot \sigma_m(T)$. Как видно из рис. 3, напряжения $\sigma(\tau)$ различны только в пределах первых 10–15 с, что говорит о практической независимости напряженного состояния одноосного образца на этапе выдержки от начального напряжения при высоких температурах.

Время до разрушения образца, на основании зависимости (2), может быть представлено выражением

$$\tau_{II} = M \cdot e^{\frac{2,3 \cdot D_2 \cdot \sigma}{T}}, \quad (10)$$

где $M = e^{\frac{2,3(B_2 - c_2 \cdot T)}{T}}$.

Учитывая зависимости (8) и (10), исходное уравнение для оценки статических повреждений к моменту τ_B может быть записано как

$$II_0 = \int_0^{\tau_B} \frac{d\tau}{M \cdot (L \cdot \tau_B + e^{-A \cdot \sigma_0})^N}, \quad (11)$$

где $N = \frac{D_2}{D_1} = 1,175$.

Интегрируя уравнение (11) с учетом граничных условий при $\tau_B = 0$, $II_0 = 0$, окончательно получим

$$II_0 = \frac{1}{0,175 \cdot L \cdot M} \cdot [e^{0,175 \cdot A \cdot \sigma_0} - (L \cdot \tau_B + e^{-A \cdot \sigma_0})^{-0,175}]. \quad (12)$$

Результаты расчета накопления статических повреждений для температур $T = 673 \text{ K}$ и $T = 848 \text{ K}$ при $\sigma_0 = \sigma_m(T)$ обозначены на рис. 4 цифрой 1. В первые моменты выдержки экспериментальные и расчетные зависимости совпадают, что говорит о правомерности выбора начального напряжения, равного пределу текучести при соответствующей температуре $\sigma_m(T)$.

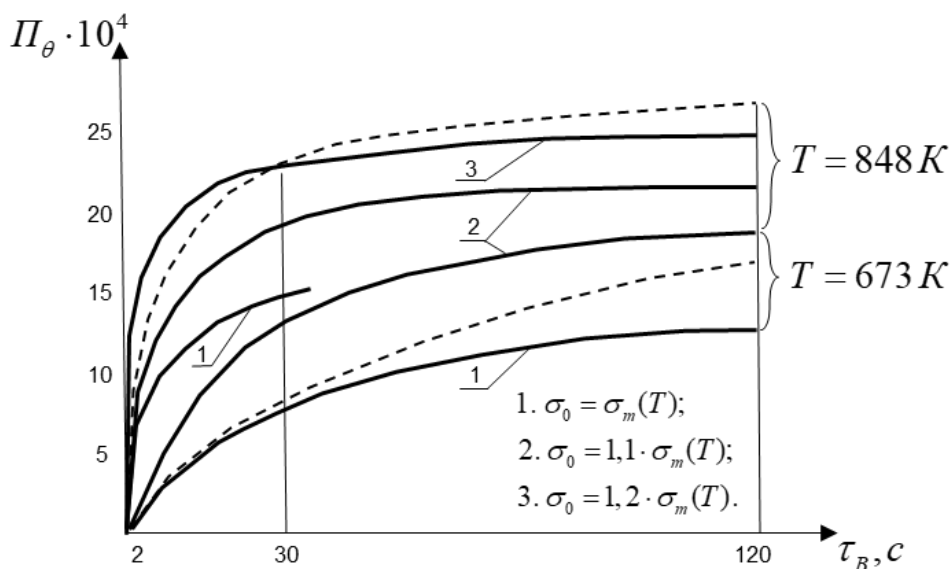


Рис. 4. Накопление статических повреждений

В условиях деформационного упрочнения при использовании гипотезы линейного анизотропного упрочнения материала этот факт показывает целесообразность использования активных составляющих напряжений. Более того, подход с таких позиций качественно подтверждает известный факт об увеличении скорости ползучести и уменьшении длительной прочности материала при смене знака нагружения (1).

Предположение о возможности использования в данной методике действующих полных напряжений не подтвердилось. Так, учет упрочнения на 10% и выше привел к более интенсивному накоплению повреждений в начале выдержки.

Через некоторое время ($\tau_B < 30 \text{ с}$) скорость прироста статических повреждений становится меньше экспериментальной, что отражает явление более медленной релаксации напряжений в условиях термоциклического нагружения, обусловленного деформационным упрочнением. По результатам термоусталостных исследований (см. рис. 2) проводилась оценка замедления скорости ползучести, описываемой зависимостью (1) и коэффициентом η . Для температур менее $T = 773 \text{ K}$ рекомендован коэффициент $\eta = 0,8$. Для более высоких – определяемый по формуле

$$\eta = 0,8 - 0,002 \cdot (T - 773). \quad (13)$$

При описании функции ползучести законом гиперболического синуса (4) коэффициент снижения скорости ползучести может быть выбран постоянным $\eta = 0,8$ во всем диапазоне температур ($T = 670 \div 873 \text{ K}$).

Результаты расчета долговечности одноосного образца, состоящего из сплава БрХ-08, при «жестком» термоциклическом нагружении с выдержками представлены на рис. 1 сплошными линиями. Их сопоставление с экспериментальными кривыми показывает удовлетворительную сходимость.

Характеристики материала БрХ-08 в диапазоне температур $T = 573 \div 873 \text{ K}$ аппроксимировались зависимостями:

$$\begin{aligned}
 E(T) &= [2,05 \cdot 10^4 - 26 \cdot (T - 273)] \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2; \\
 \sigma_m(T) &= 5,6 \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2, \text{ для } T \geq 773 \text{ К}; \\
 \sigma_m(T) &= [8,6 - 0,0075 \cdot (T - 273)] \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2, \text{ для } T < 773 \text{ К}.
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

МЕТОДИКА РАСЧЕТА СТАТИЧЕСКИХ ПОВРЕЖДЕНИЙ

Огневые стенки конструкции камеры ЖРД работают в условиях нагружения, близких к «жесткому» нагружению. Силовая рубашка, как правило, остается в упругом состоянии, ее температурные деформации на порядок превышают силовые и определяют величину полной деформации жестко связанной с ней внутренней оболочки.

В этих условиях для расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) огневой стенки применима оболочечная модель. Вдоль своей образующей напряженно-деформированное состояние внутренней оболочки равноосно. Со стороны продуктов сгорания стенка нагружена силами от давления газов p_Γ . Рассматриваемое НДС огневой стенки на поверхности со стороны рабочего объема можно описать выражением

$$\sigma_z = -p_\Gamma < 0; \quad \sigma = \sigma_x = \sigma_y. \tag{15}$$

В условиях «жесткого» нагружения интенсивность размахов пластических деформаций $\Delta \varepsilon_i^p$ во внутренней оболочке связана с величинами температур оболочек соотношением

$$\Delta \varepsilon_i^p = 2 \cdot [\alpha^B \cdot (T^B - T^S)_{\max} - 2 \cdot \varepsilon_m] = 2 \cdot \Delta \varepsilon^p, \tag{16}$$

где α^B – коэффициент линейного расширения бронзы;
 T^B – температура бронзовой стенки со стороны газа;
 T^S – средняя температура стальной рубашки;
 $2 \cdot \varepsilon_m$ – ширина упругой зоны материала внутренней оболочки;
 $\Delta \varepsilon^p$ – размах пластической деформации.

Интенсивность активных напряжений во внутренней оболочке может быть определена по формуле

$$\sigma_i = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{(\sigma_z - \sigma_y) + (\sigma_y - \sigma_z) + (\sigma - \sigma_z)} = |\sigma - \sigma_z|, \tag{17}$$

где σ – величина активного напряжения в плоскости модели.

В течение всего процесса упругопластического деформирования интенсивность активных напряжений не превосходит предела текучести:

$$|\sigma - \sigma_z| \leq \sigma_m(T) = \sigma_0. \tag{18}$$

В условиях сложного напряженного состояния явления текучести в материале описываются уравнением

$$\{\dot{\varepsilon}^r\} = \frac{3}{2} \cdot \frac{\dot{\varepsilon}_i^c(\sigma_i, T)}{\sigma_i} \cdot \{S\}, \tag{19}$$

где $\{\dot{\varepsilon}^r\}, \{S\}$ – девиаторы скоростей ползучести и активных напряжений соответственно.

Поскольку при термическом нагружении касательные составляющие девиатора напряжений отсутствуют, с учетом (15) можно записать:

$$S_x = S_y = S = \frac{\sigma - \sigma_z}{3}, \quad \dot{\epsilon}_x^c = \dot{\epsilon}_y^c = \dot{\epsilon}^c. \quad (20)$$

На основании полученных выражений (19) и (20) скорость ползучести в плоскости модели может быть записана следующим образом:

$$\dot{\epsilon}^c = \pm \frac{\dot{\epsilon}_i^c(\sigma_i, T)}{2}, \quad (21)$$

где знак (+) соответствует условию растяжения ($\sigma > \sigma_z$), а знак (-) – условию сжатия ($\sigma < \sigma_z$).

На основании закона Гука для сложного напряженного состояния можно показать:

$$\dot{\epsilon}^e = \frac{\dot{\sigma}}{E} \cdot (1 - \mu) = \pm \frac{\dot{\sigma}_i}{E} \cdot (1 - \mu), \quad (22)$$

где μ – коэффициент Пуассона.

Используя уравнение совместности деформаций (6), окончательно получим уравнение релаксации интенсивности активных напряжений

$$\sigma_i = -\frac{1}{A} \cdot \ln(L' \cdot \tau_B + e^{-A \cdot \sigma_m(T)}), \quad (23)$$

где $L' = \frac{L}{2 \cdot (1 - \mu)}$.

Сопоставляя полученную зависимость с аналогичной для одноосного НДС (8), можно заметить, что для двумерной модели скорость релаксации интенсивности активных напряжений в $2 \cdot (1 - \mu)$ раз медленнее. Из приведенного уравнения также следует, что закон релаксации интенсивности напряжений не зависит от вида напряженного состояния модели (растяжение-сжатие).

В процессе запуска двигателя теплонапряженные узлы подвергаются воздействию мощных тепловых потоков. В зависимости от интенсивности прогрева конструкции напряженное состояние огневой стенки может быть различно. На рис. 5 схематично представлены диаграммы прогрева оболочек, соответствующие «пушечному» – I и «монотонному» – II запускам двигателя.

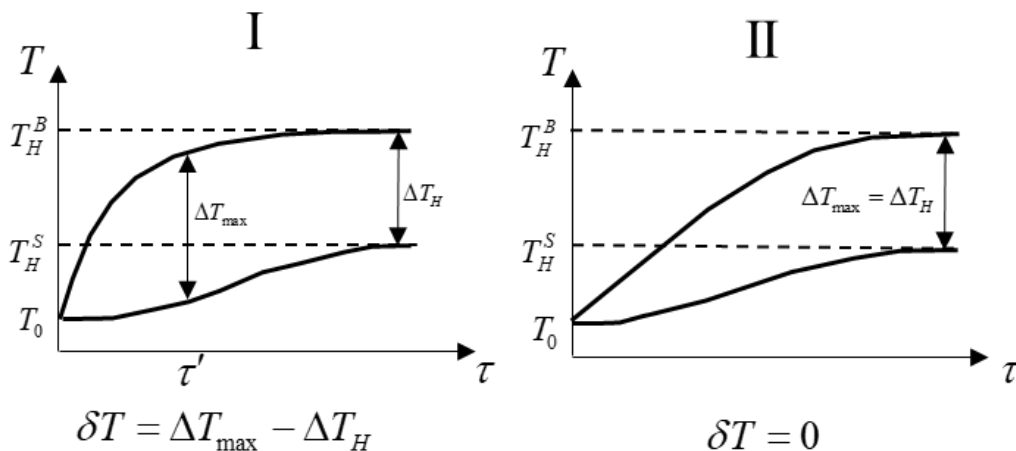


Рис. 5. Диаграмма прогрева оболочек:
I – при «пушечном запуске; II – при «монотонном» запуске

Вследствие замедления прогрева стальной рубашки при «пушечном» запуске максимальная разница температур оболочек $\Delta T_{\max}$, определяющая величину размаха интенсивности пластических деформаций, наблюдается на начальном этапе прогрева (τ). Установившийся режим теплового состояния камеры характеризуется несколько меньшими перепадами температур ΔT_H . В условиях «монотонного» запуска двигателя максимальный теплоперепад соответствует установившейся разнице температур на номинальном режиме $\Delta T_{\max} = \Delta T_H$.

Изменение температур оболочек в условиях совместного деформирования способно вызывать смену напряженного состояния внутренней стенки. Учитывая ширину упругой зоны деформирования бронзы, минимальное изменение температур оболочек камеры, вызывающее переход напряженного состояния огневой стенки от $-\sigma_m$ до $+\sigma_m$, определяется по формуле

$$\delta T = \frac{\sigma_m(T) \cdot \alpha^S}{E(T)} < 60 \text{ K} \quad (24)$$

и во всём диапазоне рабочих температур не превышает 60 K.

В работе [5] представлены результаты решения краевой задачи нестационарной теплопроводности камеры двигателя для области вблизи критического сечения. Сопоставление значения температуры бронзовой стенки на номинальном режиме T_H^B с величинами разности температур оболочек позволило установить следующие соотношения между ними:

$$\begin{aligned} \Delta T_{\max} &\approx 0,6 \cdot T_H^B; \\ \Delta T_H &\approx 0,6 \cdot T_H^B. \end{aligned} \quad (25)$$

Принимая эти соотношения справедливыми для любых уровней температур, можно показать, что изменение разности температур оболочек после момента достижения $\Delta T_{\max}$ принимает значение

$$\delta T = \Delta T_{\max} - \Delta T_H \quad (26)$$

и во всём рабочем диапазоне удовлетворяет условию (24) перехода напряженного состояния от $-\sigma_m$ до $+\sigma_m$. На рис. 6 графически представлены тензоры напряжений в огневой стенке на номинальном режиме работы двигателя в зависимости от интенсивности прогрева камеры (рис. 6,а) и графики их релаксации (рис. 6,б) в процессе выдержки.

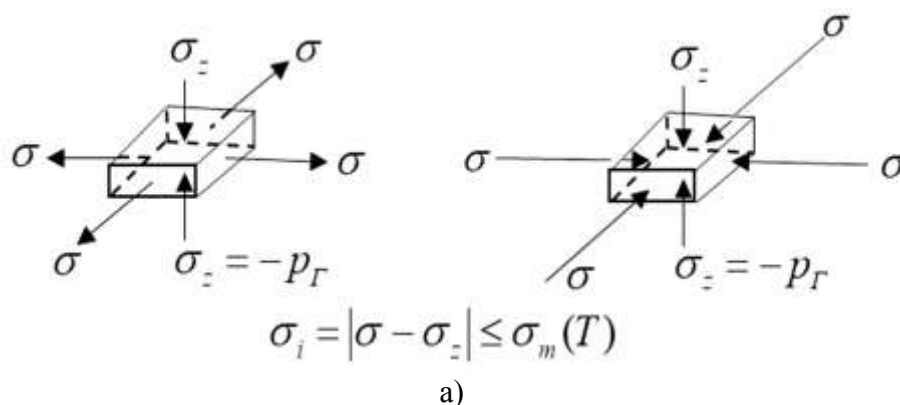


Рис. 6. Влияние интенсивности прогрева камеры ЖРД (начало):
а – на вид напряженного состояния; б – на величину эквивалентных напряжений

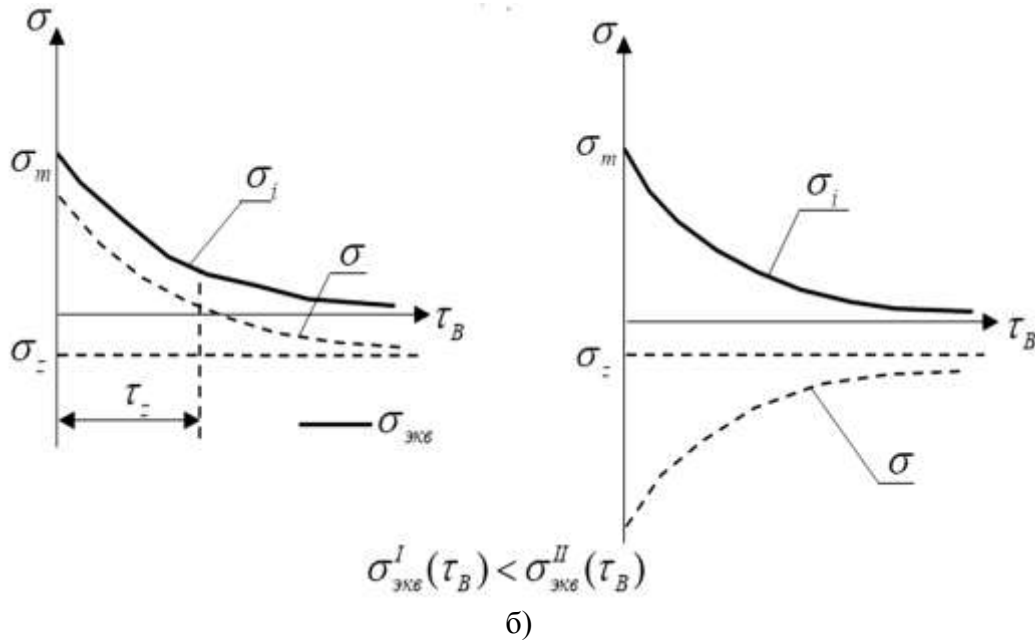


Рис. 6. Влияние интенсивности прогрева камеры ЖРД (окончание):
а – на вид напряжённого состояния; б – на величину эквивалентных напряжений

Внутренняя стенка камеры находится в условиях сложного напряженного состояния. При оценке статических повреждений используют эквивалентные напряжения [1, 6, 7], определяемые из условия:

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{экв}} &= \sigma_i, \text{ если } \sigma_i \geq |\sigma_{\text{max}}|, \\ \sigma_{\text{экв}} &= |\sigma_{\text{max}}|, \text{ если } \sigma_i < |\sigma_{\text{max}}|,\end{aligned}\quad (27)$$

где σ_{max} – максимальное главное активное напряжение.

На рис. 6, значение $\sigma_{\text{экв}}$ для обоих типов запуска на рабочем режиме показано сплошной линией. Согласно приведенным рисункам, для «пушечного» запуска на первом этапе $\tau_B < \tau$, а величина $\sigma_{\text{экв}} = \sigma_i$. Накопление статических повреждений в этот период будет определяться по формуле (12), но с учетом уменьшения скорости ползучести согласно (23). Тогда

$$P_0^{(1)} = \frac{1}{0,175 \cdot L' \cdot M} \cdot [e^{0,175 \cdot A \cdot \sigma_0} - (L' \cdot \tau_B + e^{-A \cdot \sigma_0})^{-0,175}], \quad (28)$$

где $\tau_B \leq \tau_z$.

Время релаксации интенсивности активных напряжений до значения $\sigma_i = |\sigma_z|$ определяется выражением

$$\tau_z = \frac{(e^{A \cdot \sigma_z} - e^{-A \cdot \sigma_m(T)})}{L'}. \quad (29)$$

При времени работы двигателя, превосходящем τ_z , дальнейшее накопление статических повреждений определяется величиной давления газов продуктов сгорания p_Γ [8, 9] и может быть рассчитано с помощью формулы

$$P_0^{(2)} = \frac{(\tau_B - \tau_z)}{M'}, \quad (30)$$

где $M' = M \cdot e^{\frac{2,3 \cdot D_x \cdot \sigma_z}{T}}$.

Полное статическое повреждение в этом случае определяется суммированием повреждений на обоих участках.

Для варианта «монотонного» запуска величина эквивалентного напряжения в любой момент работы двигателя превосходит интенсивность напряжений и остается больше $|\sigma_z|$.

При расчете статических повреждений внутренней оболочки для рассматриваемого режима прогрева конструкции камеры должна использоваться зависимость (28) с учетом замены коэффициента M , учитывающего увеличение эквивалентного напряжения, на M' .

На рис. 7 представлены результаты расчета статических Π_θ и усталостных Π_f повреждений во внутренней оболочке камеры ЖРД в зависимости от интенсивности прогрева конструкции, длительности рабочего режима τ_B и давления p_Γ .

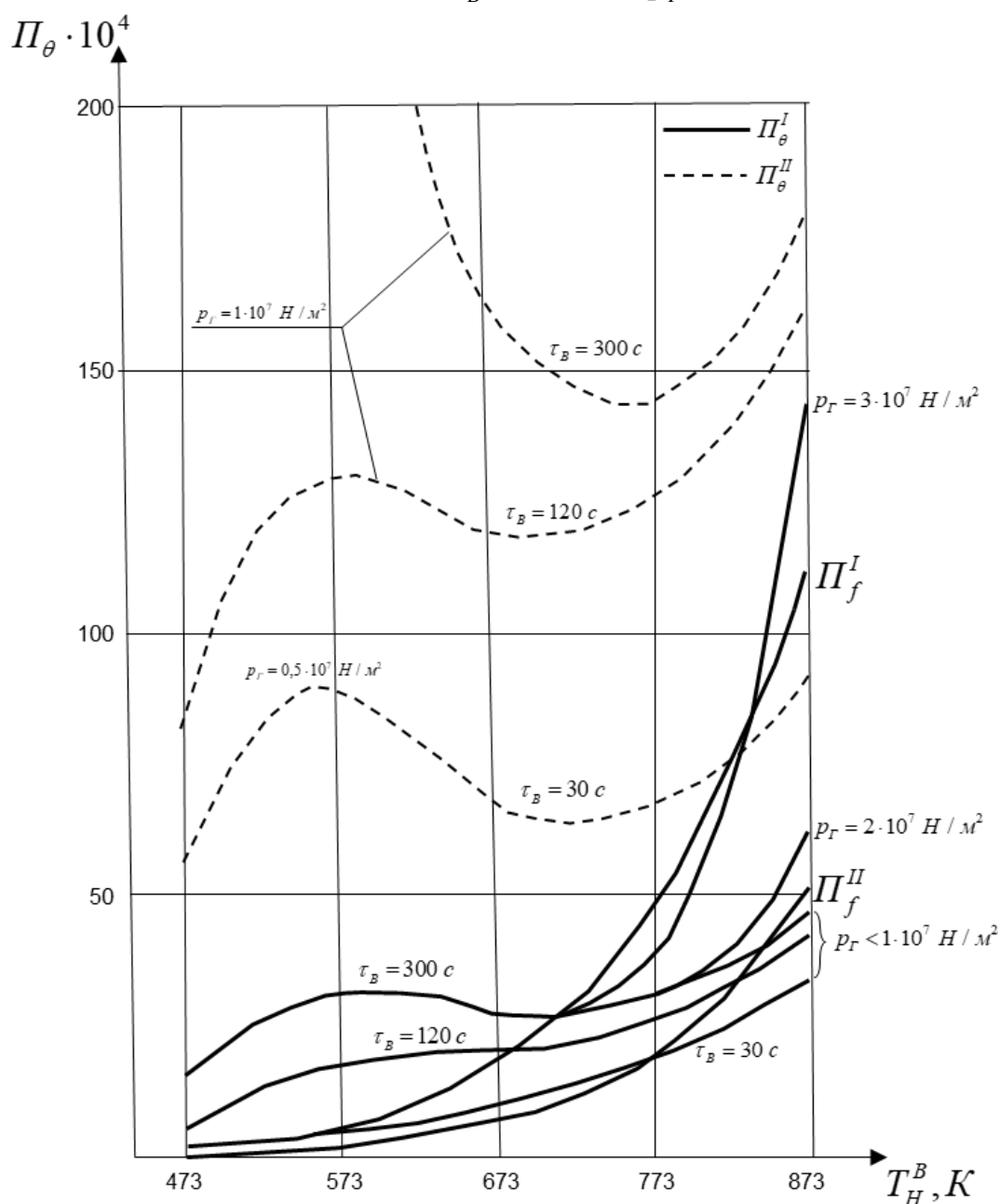


Рис. 7. Распределение статических и усталостных повреждений во внутренней оболочке камеры в зависимости от вида запуска ЖРД

Анализ полученных результатов показывает, что величина усталостных повреждений для «монотонного» типа запуска примерно в 2 раза меньше, чем для «пушечного». Статические повреждения, наоборот, практически во всём диапазоне температур, нагрузок, времени работы, значительно превосходят соответствующие значения для «пушечного» запуска. Эти различия резко возрастают с ростом рабочего давления $p_r \pm$. При интенсивном прогреве конструкции для температур внутренней стенки $T_H^B > 670\text{ K}$ и $p_r \leq 2 \cdot 10^7 \text{ Н/м}^2$ усталостные повреждения превосходят статические и могут считаться определяющими при оценке долговечности камеры двигателя. Кроме того, расчеты показали, что в этих условиях накопление статических повреждений не зависит от величины рабочего давления и определяется только рабочей температурой огневой стенки T_H^B . При времени работы двигателя порядка $\tau_B = 300 \text{ с}$ величина статических повреждений остается приблизительно на одном уровне, некоторое увеличение повреждений при $T_H^B = 570 \text{ K}$ объясняется замедлением явлений ползучести.

При монотонном прогреве камеры практически во всём диапазоне изменений нагружающих факторов доля статических повреждений будет вносить определяющий вклад в исчерпание ресурса огневой стенки. На рис. 8 представлена зависимость числа циклов до начала разрушения внутренней оболочки от типа запуска, времени работы и величины давления. Результаты расчетов показали, что «пушечный» запуск двигателя в широком диапазоне температур и нагрузок оказывается предпочтительнее.

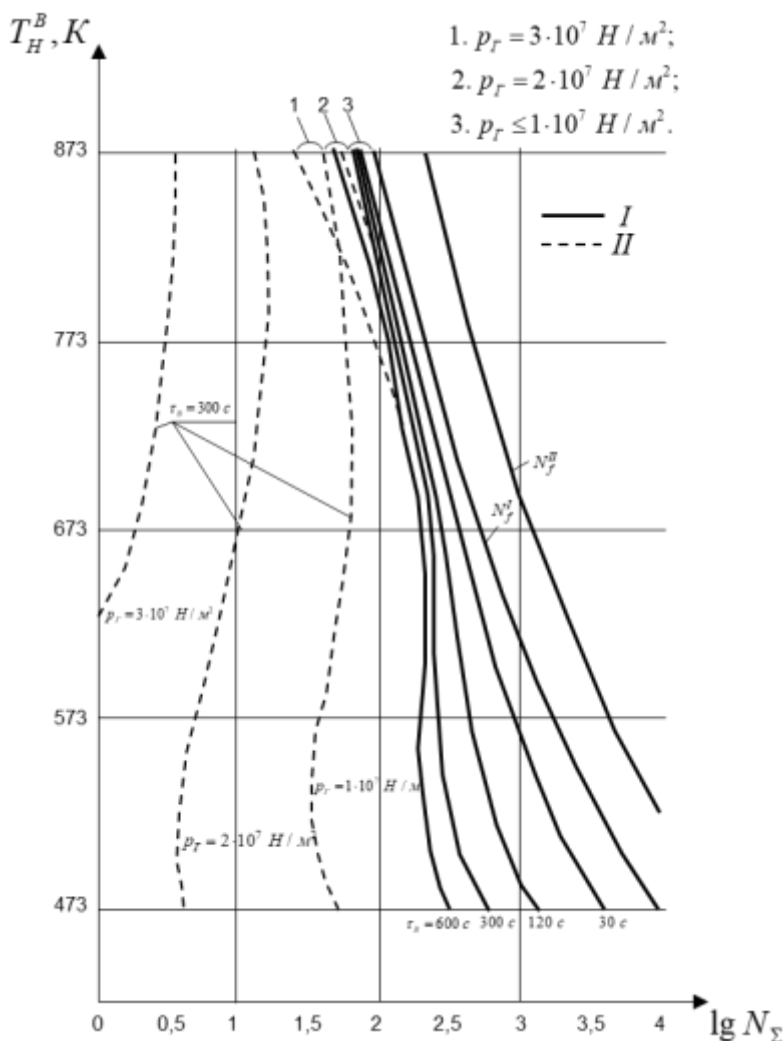


Рис. 8. Зависимость числа циклов до начала разрушения внутренней оболочки камеры от типа запуска ЖРД, его времени работы и давления газов

При больших значениях τ_v в диапазоне рабочих температур $T_H^B = 550 \div 700$ К долговечность внутренней оболочки практически постоянна, что может иметь определенное практическое значение при назначении теплового режима конструкции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- полученные характеристики сплава БрХ-08 применены для описания явлений термоусталости;
- показано, что для условия «жесткого» нагружения скорость ползучести должна быть уменьшена на 20–30%, а характеристики длительной прочности для растяжения и сжатия могут быть приняты одинаковыми;
- показано, что для описания явлений ползучести и накопления статических повреждений на этапах выдержки в условиях деформационной анизотропии материала целесообразно использование активных составляющих тензора напряжений;
- разработана методика расчета статических повреждений в огневых стенках камеры жидкостного ракетного двигателя.

Список использованных источников

1. Биргер И. А., Шорр Б. Ф. Термопрочность деталей машин. – М. : Машиностроение, 1975. – 454 с.
2. Ваничев А. П., Федотчев В. А. Прочность и долговечность камер сгорания ЖРД многократного применения. – М., 1974. – 478 с.
3. Коган Р. М., Федотчев В. А. Малоцикловая усталость деталей ЖРД многократного применения // Ракетно-космическая техника. – 1977. – Сер. 4, вып. 40. – С. 29–38.
4. Махутов Н. А. Деформационные критерии разрушения и расчет элементов конструкций на прочность. – М. : Машиностроение, 1981. – 270 с.
5. Орлов В. В., Дробядко Б. С., Махин В. А. Расчет нестационарных режимов охлаждения камер сгорания ЖРД // Ракетно-космическая техника. – 1972. – Сер. 4, вып. 10. – С. 16–27.
6. Поля деформаций при малоцикловом нагружении / С. В. Серенсен [и др.]. – М. : Наука, 1979. – 276 с.
7. Сивчиков Б. Е., Мусаев А. Г., Бусаргин А. Н. Исследование прочностной надежности и автоматического регулирования перспективных двигателей. – М. : Машиностроение, 1971. – 206 с.
8. Сивчиков Б. Е., Бусаргин А. Н. Исследование способов повышения ресурса и надежности камер сгорания ЖРД многократного применения. – М. : Машиностроение, 1973. – 254 с.
9. Трофимов Р. С., Борздыко В. Г., Межевов А. В. Вероятные механизмы разрушения камер ЖРД и их диагностика // Ракетно-космическая техника. – 1976. – Сер. 4, вып. 38. – С. 120–137.

А. Е. Егоров;
С. Л. Рожковский;
В. В. Салов,
доктор технических наук, доцент;
А. Ю. Хасанов,
кандидат технических наук

ИМИТАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассмотрены способы оценивания вероятности столкновения космических аппаратов (КА). Приведен алгоритм определения вероятности столкновения КА методом Монте-Карло. С помощью предложенного алгоритма реализуется проверка адекватности выборки количества испытаний для определения вероятности столкновения КА. Результатом реализации алгоритма является численная оценка вероятности столкновения КА в зависимости от размеров КА и параметров их относительного движения. Используя имитационный подход к определению вероятности столкновения КА, получены ее численные оценки.

Ключевые слова: космический аппарат, столкновение, опасное сближение, оценка вероятности, имитационное моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время загрязнение околоземного космического пространства (ОКП) является актуальной проблемой. Вышедшие из строя космические аппараты (КА), отделяемые части ракет-носителей и прочие объекты космического мусора на околоземных орбитах представляют реальную угрозу для действующих КА. В ОКП уже находятся более 28 тысяч космических объектов искусственного происхождения, и их количество с течением времени только возрастает [1].

Общемировой тенденцией на сегодняшний день являются проектирование и развертывание многоспутниковых орбитальных группировок (ОГ) малых КА различного целевого назначения. Ситуация усугубляется тем, что до сих пор в мире не принимается действенных мер по очищению ОКП и по недопущению дальнейшего его засорения.

Предложенный в статье подход позволяет выявить вероятность столкновения КА, обладающих различными размерами – от малых КА до больших орбитальных комплексов, что имеет существенное значение при развертывании многоспутниковых ОГ. Это и определяет актуальность темы настоящей работы.

ПОДХОДЫ К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

На сегодняшний день существует практика увода КА от столкновений, однако ее реализация характерна для Международной космической станции (МКС). Примерно раз в год возникает ситуация, когда сближение МКС с космическим мусором является опасным и в зависимости от численной оценки вероятности столкновения принимается решение о проведении маневра уклонения от возможного столкновения [2]. Прогнозирование движения КА осуществляется по имеющимся исходным данным в виде начальных условий движения, характеризующих положение КА на момент времени t_0 . Начальные условия движения действующих КА, находящихся под управлением наземного автоматизированного комплекса управления, формируются по результатам измерений текущих навигационных параметров (ИТНП)

КА. Вследствие невозможности точного определения положения КА, координаты его центра масс будем считать случайными величинами $\langle \hat{x}, \hat{y}, \hat{z} \rangle$.

Существующие методы характеризуются различными подходами к определению вероятности столкновения, например, посредством использования при вычислениях матриц ковариации ошибок определения положения центра масс и скоростей [3–5].

В данной работе предложен имитационный метод, основанный на многократном моделировании положения центра масс КА, в частности методом Монте-Карло. Несмотря на значительные вычислительные требования к ПЭВМ данный метод показывает высокую точность [6, 7]. Особенностью данного метода является достаточно большое количество испытаний для достижения полученной оценки вероятности столкновения КА в пределах от 10^{-4} до 10^{-6} . Такой диапазон значений вероятности столкновения в автоматизированной системе предупреждения об опасных сближениях является условием для необходимости принятия мер по недопущению столкновения МКС с космическим мусором и увода ее на безопасную орбиту [7].

В работе [6] приводится оценка, согласно которой при вычислении малых вероятностей относительная ошибка ε оценки вероятности достигается при размере выборки, рассчитанной по формуле

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

где P_c – вероятность наступления события;

$(1-\beta)$ – требуемая величина доверительного интервала;

e – основание натурального логарифма.

Для получения оценки вероятности порядка 10^{-6} с ошибкой в 1% и доверительным интервалом 95% необходима выборка порядка 10^9 , однако существуют методы оптимизации, позволяющие уменьшить количество испытаний. Одним из таких вариантов является, например, использование марковских цепей [9].

ИМИТАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассмотрим два КА, которые обозначим КА-1 и КА-2. В основе рассматриваемого в работе имитационного подхода лежит алгоритм определения вероятности столкновения КА методом Монте-Карло. Данный алгоритм целесообразно реализовывать в случае, если при прогнозировании движения на заданном интервале времени ΔT КА-1 и КА-2 сближаются на расстояние, меньшее чем d_{oc} :

$$d_{12}(t) < d_{oc}, \quad t \in \Delta T, \quad (2)$$

где $d_{12}(t)$ – расстояние между центрами масс КА-1 и КА-2,

$$d_{12}(t) = \sqrt{(x_2(t) - x_1(t))^2 + (y_2(t) - y_1(t))^2 + (z_2(t) - z_1(t))^2};$$

d_{oc} – расстояние, при котором сближение КА-1 и КА-2 является опасным (задается директивно);

$x_1(t), y_1(t), z_1(t)$ – координаты КА-1 на заданный момент времени t ;

$x_2(t), y_2(t), z_2(t)$ – координаты КА-2 на заданный момент времени t .

Момент времени, в который по результатам прогнозирования на интервале ΔT расстояние между КА-1 и КА-2 будет минимальным, обозначим t_c . Он будет определяться формулой

$$t_c : d_{12}^{\min} = \min_{d_{12}(t)}(d_{12}(t)), t \in \Delta T. \quad (3)$$

Исходными данными алгоритма являются:

– координаты КА-1 и КА-2, полученные по результатам прогнозирования, на момент времени t_c :

$$\bar{X}_1(t_c) = [x_1(t_c), y_1(t_c), z_1(t_c)]^T, \quad \bar{X}_2(t_c) = [x_2(t_c), y_2(t_c), z_2(t_c)]^T;$$

– среднее квадратическое отклонение положения КА-1 и КА-2:

$$\bar{\sigma}_{X_1} = [\sigma_{x_1}, \sigma_{y_1}, \sigma_{z_1}]^T, \quad \bar{\sigma}_{X_2} = [\sigma_{x_2}, \sigma_{y_2}, \sigma_{z_2}]^T;$$

– КА-1 и КА-2 имеют форму шара с радиусами r_1 и r_2 соответственно.

Алгоритм определения вероятности столкновения КА представлен следующей последовательностью.

1. На момент времени t_c для КА-1 и КА-2 осуществляется построение эллипсоидов вероятностей, нахождение в которых КА будет почти достоверным событием. Геометрическими центрами эллипсоидов вероятностей, определяемыми математическими ожиданиями соответствующих координат, являются спрогнозированные координаты КА-1 и КА-2 на момент времени t_c :

$$M_{X_1} = [M_{x_1}, M_{y_1}, M_{z_1}]^T = [x_1(t_c), y_1(t_c), z_1(t_c)]^T,$$

$$M_{X_2} = [M_{x_2}, M_{y_2}, M_{z_2}]^T = [x_2(t_c), y_2(t_c), z_2(t_c)]^T,$$

а величины осей эллипсоидов вероятностей соответственно равны $3\sigma_{x_1}, 3\sigma_{y_1}, 3\sigma_{z_1}$ и $3\sigma_{x_2}, 3\sigma_{y_2}, 3\sigma_{z_2}$.

2. Проводится N испытаний методом Монте-Карло, заключающихся в моделировании положения КА-1 и КА-2 на момент времени t_c с помощью алгоритма Вихря Мерсенна [10], в котором координаты КА-1 $\hat{x}_1, \hat{y}_1, \hat{z}_1$ и КА-2 $\hat{x}_2, \hat{y}_2, \hat{z}_2$ задаются случайными величинами, распределенными по нормальному закону.

3. Определяется количество случаев столкновения КА-1 и КА-2 – N_c . Условием столкновения является выполнение неравенства

$$|\bar{X}_1 - \bar{X}_2| < r_1 + r_2. \quad (4)$$

4. Определяется вероятность столкновения КА-1 и КА-2:

$$P_c = \frac{N_c}{N}. \quad (5)$$

5. При получении новых ИТНП осуществляется уточнение НУ, для которых оценивается вероятность столкновения КА P_c .

Таким образом, результатом реализации алгоритма является численная оценка вероятности столкновения КА-1 и КА-2 P_c на момент времени t_c .

РЕАЛИЗАЦИЯ ИМИТАЦИОННОГО ПОДХОДА К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Для проверки адекватности выборки количества испытаний N проведено имитационное моделирование движения КА-1 и КА-2 в Гринвичской системе координат при заданных начальных условиях: $X_1 = -4262,8$ км, $Y_1 = -766,2$ км, $Z_1 = 5398,8$ км, $V_{x_1} = -5,966$ км/с,

$V_{y_1} = 0,625$ км/с, $V_{z_1} = -4,707$ км/с, $X_2 = -4343,7$ км, $Y_2 = -775,1$ км, $Z_2 = 5338,1$ км, $V_{x_2} = -5,889$ км/с, $V_{y_2} = 0,653$ км/с и $V_{z_2} = -4,790$ км/с на момент времени t_0 . По результатам моделирования движения до момента времени t_c определена вероятность столкновения КА-1 и КА-2 P_c при N равном 10^5 , 10^6 , 10^7 , 10^8 и 10^9 . Для каждого значения N проведено 50 испытаний и рассчитаны минимальное $P_c^{\min}(N)$, среднее $P_c^{\text{cp}}(N)$ и максимальное $P_c^{\max}(N)$ значения вероятности столкновения КА-1 и КА-2. Полученные результаты представлены на рис. 1.

В табл. 1 приведены значения модуля разности среднего значения вероятности столкновения КА-1 и КА-2 с минимальным и максимальным значениями вероятности столкновения КА-1 и КА-2.

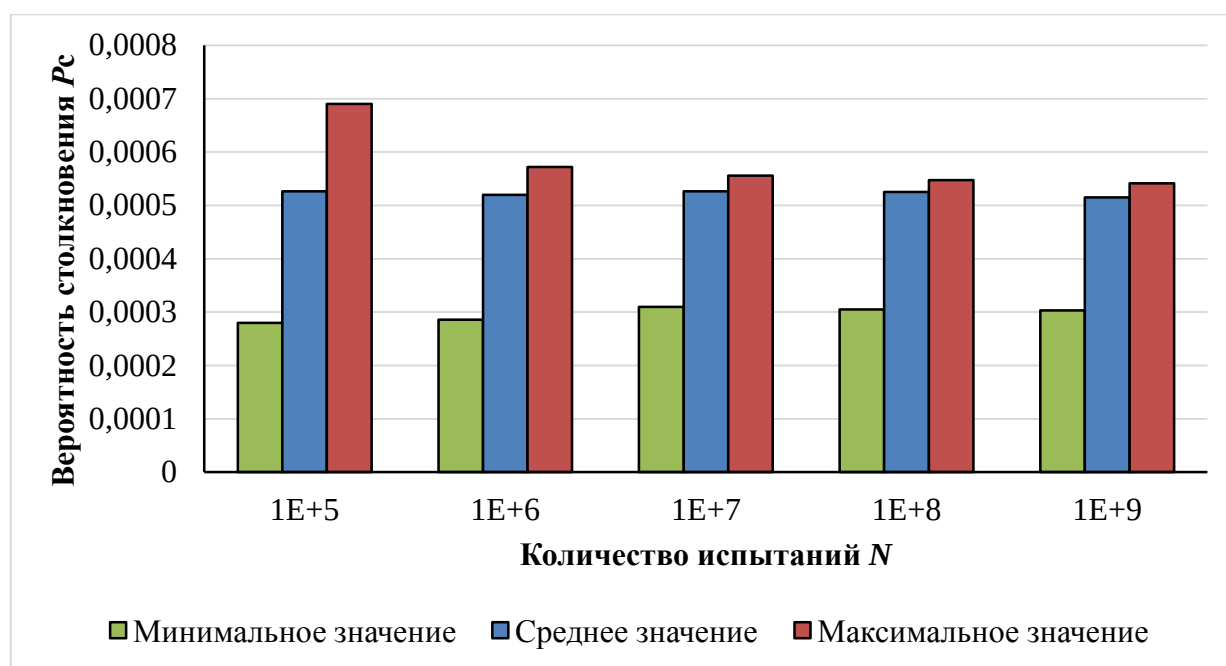


Рис. 1. Вероятность столкновения КА-1 и КА-2 P_c при различных количествах испытаний N

Таблица 1

Значения модуля разности среднего значения вероятности столкновения КА-1 и КА-2 с минимальным и максимальным значениями вероятности столкновения КА-1 и КА-2 в зависимости от количества испытаний N

Вероятность столкновения	Количество испытаний N				
	10^5	10^6	10^7	10^8	10^9
$ P_c^{\text{cp}} - P_c^{\min} , 10^{-3}$	0,2466	0,23384	0,216496	0,22039	0,21191
$ P_c^{\text{cp}} - P_c^{\max} , 10^{-3}$	0,1634	0,05216	0,029804	0,02227	0,02617

Исходя из полученных результатов, примем, что для определения вероятности столкновения двух КА-1 и КА-2 достаточным количеством испытаний является выборка размером $N = 10^6$, поскольку дальнейшее увеличение выборки не ведет к существенному уменьшению разности экстремальных значений вероятности столкновения КА и среднего значения величины. А при $N = 10^5$ разность максимального и среднего значений на порядок больше.

Для проверки работы алгоритма определения вероятности столкновения КА-1 и КА-2 были смоделированы три ситуации при следующих исходных данных: $r_1 = 5$ м, $r_2 = 5$ м, $\sigma_1 = 10$ м, $\sigma_2 = 10$ м.

1. На момент минимального сближения t_c расстояние между центрами масс КА-1 и КА-2 составляет $d_{12}^{\min} = 1$ м. По результатам моделирования на момент времени t_c вероятность столкновения КА-1 и КА-2 составляет $P_c = 0,96$.

2. На момент минимального сближения t_c расстояние между центрами масс составляет $d_{12}^{\min} = 15$ м. По результатам моделирования на момент времени t_c вероятность столкновения КА-1 и КА-2 составляет $P_c = 0,582$.

3. На момент минимального сближения t_c расстояние между центрами масс составляет $d_{12}^{\min} = 65$ м. По результатам моделирования на момент времени t_c вероятность столкновения КА-1 и КА-2 составляет $P_c = 2,918 \cdot 10^{-4}$.

Очевидно, что вероятность столкновения КА-1 и КА-2 P_c будет тем выше, чем больше величина $r_1 + r_2$. На рис. 2 изображен график зависимости вероятности столкновения КА P_c от величины $r_1 + r_2$ и маркерами отмечены значения вероятности столкновения для следующих случаев опасного сближения:

1) МКС, условно имеющей радиус $r_1 = 54$ м, и произвольного объекта, представляющего собой космический мусор, который имеет радиус $r_2 = 1$ м, – вероятность столкновения $P_c = 4,317 \cdot 10^{-2}$;

2) КА «Космос-2251», условно имеющего радиус $r_1 = 19$ м, и КА «Иридиум-33», условно имеющего радиус $r_2 = 1$ м, которые столкнулись в 2009 году, – вероятность столкновения $P_c = 2,378 \cdot 10^{-3}$;

3) КА «Космос-2221», условно имеющего радиус $r_1 = 1$ м, и КА «TIMED», условно имеющего радиус $r_2 = 1$ м, которые разошлись в 2024 году на расстоянии около 20 м, – вероятность столкновения $P_c = 3,26 \cdot 10^{-4}$.

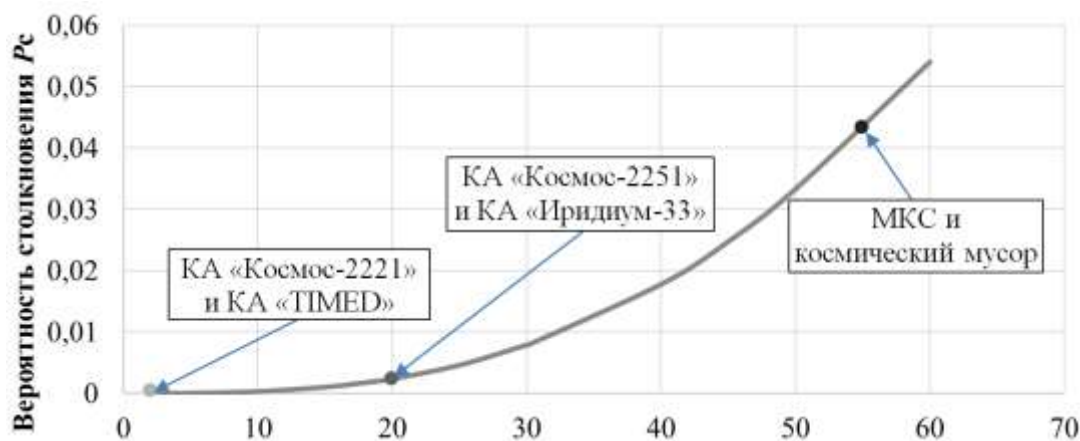


Рис. 2. Зависимость вероятности столкновения P_c от расстояния, принятого столкновением $r_1 + r_2$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный в статье имитационный подход и лежащий в его основе алгоритм позволяют определить вероятность столкновения КА. Из-за повышенной требовательности к вычислительным возможностям ПЭВМ алгоритм рекомендуется реализовывать в случаях, когда ожидается опасное сближение КА. Результатом предложенного алгоритма является чис-

ленная оценка вероятности столкновения КА, с учетом которой можно заблаговременно принять меры по уводу одного из КА от столкновения. Представленный алгоритм предлагается использовать в Главном испытательном космическом центре имени Г. С. Титова и Главном центре разведки космической обстановки.

Список использованных источников

1. Космические спутники стран мира. TADVISER. – URL: <https://tadviser.ru/index.php/%D0%A1%D1%82%D0%B0%D1%82%D0%BA%D0%B0#.D0.9F.D0.B8> (дата обращения: 17.10.2024).
2. Российский корабль увел МКС от столкновения с космическим мусором. – URL: <https://www.roscosmos.ru/39945/> (дата обращения: 06.03.2024).
3. Баранов А. А., Каратунов М. О. Методика выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора // Инженерный журнал : наука и инновации. – 2016. – Вып. 4. – С. 56–61.
4. Collision Prediction for LEO Satellites. Analysis if Characteristics / V. Fateev [et al.] // Proceeding of the 2009 Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference. – Maui, 2009. – P. 1–4
5. Хуторовский З. Н. Метод оценки риска столкновения при поддержании каталога космических объектов в ЦККП. – М., 2009. – 37 с.
6. An Optimal Algorithm for Monte Carlo Estimation / P. Dagum [et al.] // SIAM Journal on Computing. – 2000. – Vol. 29, № 5. – P. 1484–1496. – DOI: 10.1137/S0097539797315306.
7. Козориз А. И., Скорняков В. А. Оценка риска столкновения при сближении МКС с наблюдаемыми космическими объектами // Лесной вестник. – 2009. – № 2. – С. 164–167.
8. Роскосмос. О сближении МКС с бывшим военным спутником США // Новости / Госкорпорация «Роскосмос». – URL: <https://www.roscosmos.ru/29208/> (дата обращения: 20.03.2024)
9. Выявление потенциально опасных космических объектов и сближений с сопровождаемыми космическими аппаратами / А. И. Стрельцов [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. – 2019. – № 3. – С. 30.
10. Слеповичев И. И. Генератор псевдослучайных чисел. – Саратов : СГУ им. Н. Г. Чернышевского, 2017. – 118 с.

А. В. Иваню;
А. Ю. Иваню;
В. А. Клыков,
кандидат технических наук;
А. И. Лоскутов,
доктор технических наук, профессор;
А. Н. Шиян

КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ЦЕНТРАЛИЗОВАННО-РАСПРЕДЕЛЕННОГО АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ АВТОНОМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Представлена постановка задачи распределенного диагностирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры при разработке ее математического обеспечения. Предлагается на концептуальном уровне модель централизованно-распределенного анализа технического состояния бортовых систем автономных космических аппаратов, применение которой на практике позволит повысить показатель готовности космических аппаратов к выполнению задач по назначению. Сформированы основные принципы создания распределенной системы технического диагностирования на основе анализа временных характеристик тестового контроля технического состояния бортовой радиоэлектронной аппаратуры.

Ключевые слова: бортовая радиоэлектронная аппаратура, математическая модель, анализ технического состояния, автономный космический аппарат, показатель готовности.

ВВЕДЕНИЕ

Для обеспечения управления космическим аппаратом (КА) важной проблемой является обеспечение достоверного контроля технического состояния (ТС) бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА). Такой контроль позволяет оперативно выявлять отклонения от штатных режимов работы БРЭА, предотвращать развитие отказов и своевременно восстанавливать работоспособность бортовых систем (БС).

В настоящее время наибольшую актуальность приобретает проблема технической диагностики БС автономных космических аппаратов (АКА), поскольку на борту АКА решается только задача контроля ТС БС, а задачи диагностирования и управления ТС в большинстве случаев реализуются в наземном комплексе управления (НКУ).

Таким образом, между моментом возникновения нештатной ситуации и выдачей управляющих воздействий на ее парирование возможен большой промежуток времени (от нескольких часов до нескольких суток в зависимости от зоны радиовидимости КА, плана сеансов связи и времени принятия решения в НКУ), в течение которого потребителям может быть выдана неверная информация о ТС или нештатная ситуация может перерасти в аварийную [1]. Одним из способов решения этой проблемы является возможность переноса всего комплекса задач контроля, диагностирования и управления ТС на борт АКА [2], а также оптимизация и распараллеливание их выполнения между отдельными БС с целью своевременной и точной локализации неисправностей. Данный подход позволит оперативно восстанавливать работоспособность отдельных БС, что является важнейшей составляющей обеспечения высокой готовности к выполнению целевых задач АКА и их надежности в целом.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Необходимо разработать концептуальную модель функционирования системы распределенного контроля ТС БРЭА АКА (Q), в которой на основании организации распределенного анализа ТС подсистем (S) в различных режимах работы будет обеспечиваться максимальное значение коэффициента готовности БРЭА:

$$\Theta : \langle S, X, Y, Z, U, \Pi \rangle \rightarrow \Delta K_r | \Delta K_r > 0, \quad (1)$$

где S – множество подсистем БРЭА;
 X – множество входных параметров (управляющих воздействий);
 Y – множество выходных параметров БРЭА в различных режимах работы;
 Z – множество параметров среды и условий функционирования;
 U – множество внутренних параметров (состояний) БРЭА в различных режимах работы;
 Π – множество показателей надежности, качества БРЭА.

Прирост коэффициента готовности БРЭА рассчитывается как следующим образом:

$$\Delta K_r = K_r^n - K_r^d, \quad (2)$$

где K_r^n – значение коэффициента готовности после создания системы распределенного контроля ТС БРЭА;
 K_r^d – значение коэффициента готовности до создания системы распределенного контроля ТС БРЭА АКА.

Коэффициент готовности БРЭА K_r требуется максимизировать за счет минимизации времени тестового контроля t_k при ограничениях $t_k \in Z \subseteq Z_{\text{доп}}$:

$$\begin{cases} K_r(t_k) \rightarrow \max, \\ t_k \rightarrow \min. \end{cases} \quad (3)$$

Таким образом, создание концептуальной модели централизованно-распределенного анализа ТС БС АКА позволит определить направления повышения оперативности технического диагностирования БРЭА АКА и сформировать подход к оцениванию продолжительности тестового контроля.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЦЕНТРАЛИЗОВАННО-РАСПРЕДЕЛЕННОГО АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ АВТОНОМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Важнейшей составляющей АКА является бортовая система управления (БСУ). На нее возлагаются функции управления ориентацией и стабилизацией КА, управления целевым оборудованием, энергопитанием, связью с НКУ. Помимо этого БСУ должна осуществлять оперативный анализ структурно-параметрических отклонений состояния БС от нормы и выработать решения о компенсации (парировании) этих отклонений с целью сохранения работоспособного состояния АКА [2]. Не смотря на то, что вычислительные ресурсы БСУ обеспечивают решение всех известных на сегодняшний день функциональных задач, стоящих перед современными АКА с определенными технологическими запасами по памяти и быстродействию, некоторые сбои и неисправности, возникающие в служебной и целевой аппаратуре АКА, не всегда удается локализовать с высокой степенью точности. Сложные типы

БРЭА АКА, такие как центральные процессоры, микроконтроллеры, программируемые логические интегральные схемы, при возникновении в них неисправностей, очень часто выходят из строя не полностью и продолжают работать некорректно [3]. Бортовая система контроля и диагностирования после фиксации неисправности или отказа производит переключение неисправной подсистемы на резервную. При этом нередко остается так и невыясненной точная причина неисправности в тех же центральных процессорах, микроконтроллерах, программируемых логических интегральных схемах на периферийных участках, не говоря уже об уровнях аппаратного ядра, памяти и элементах низкого аппаратного уровня (логические вентили, триггеры, коммутаторы).

Для обеспечения автономного решения задач контроля, диагностирования и управления предлагается следующая архитектура уровней построения распределенной системы контроля и технического диагностирования АКА:

- 1) программные и аппаратные средства НКУ;
- 2) программные и аппаратные средства БСУ – центральная система контроля и диагностирования (ЦСКД);
- 3) программные и аппаратные средства БС, БРЭА (приборов, узлов) – локальные системы контроля и диагностирования (ЛСКД).

Структурная схема предлагаемой бортовой распределенной системы контроля и технического диагностирования БРЭА АКА представлена на рис. 1.

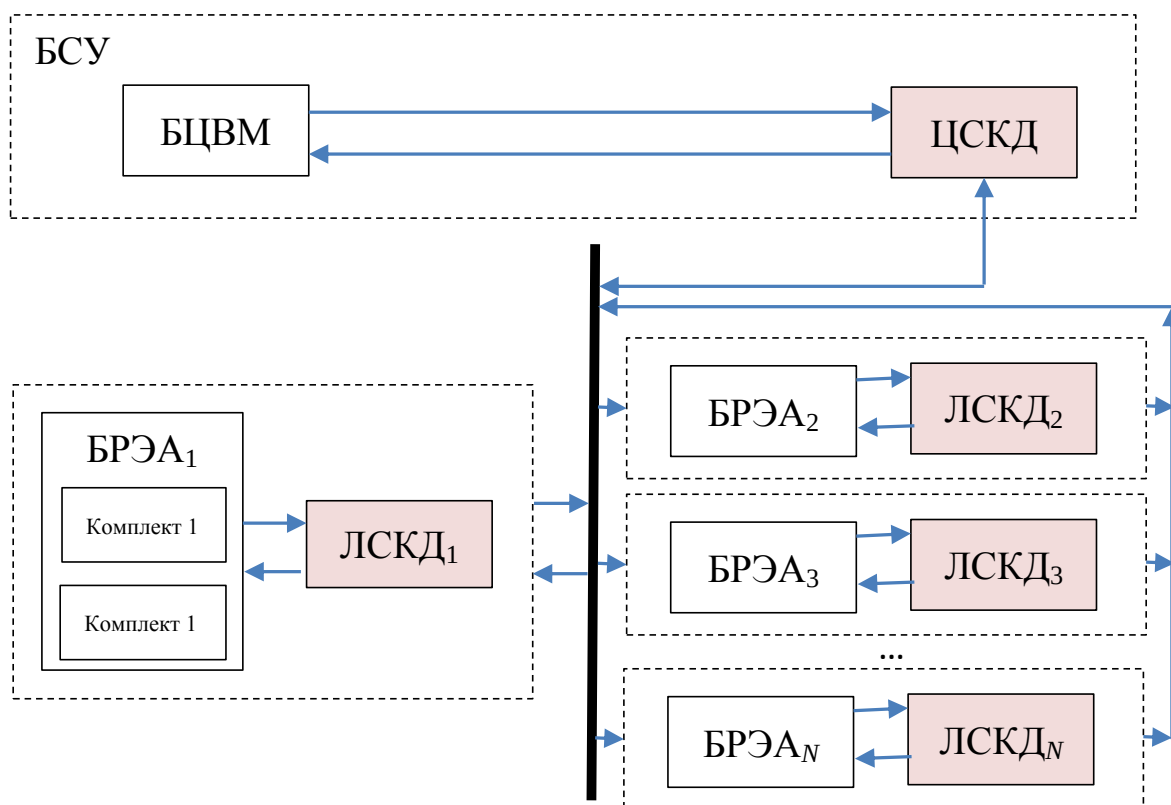


Рис. 1. Структурная схема бортовой распределенной системы контроля и технического диагностирования БРЭА АКА

Локальные системы контроля и диагностирования должны оценивать ТС отдельной БС, БРЭА (приборов, каналов) перед включением в работу, контролировать правильность ее функционирования по целевому назначению и выдавать контрольную информацию о текущем ТС в ЦСКД в виде кода.

Центральная система контроля и диагностирования формирует обобщенный код состояния АКА, координирует работу ЛСКД и бортового оборудования (в том числе и БСУ), а при обнаружении неисправностей принимает меры по восстановлению работоспособности аппаратуры и предотвращению развития аварийных ситуаций. Также ЦСКД управляет процессом сбора и передачи информации оперативного контроля (ИОК) и телеметрической информации (ТМИ) на средства НКУ при невозможности принятия решения бортовой системой диагностирования [4, 5]. В центре управления полетом анализируется ТС БРЭА АКА по ТМИ с привлечением представителей разработчика вышедшей из строя аппаратуры и вырабатываются команды управления для восстановления работоспособного состояния АКА.

Таким образом, с целью повышения оперативности анализа ТС АКА необходимо разработать систему распределенного технического диагностирования, включающую два уровня контроля: уровень контроля ТС подсистем в локальных блоках для отдельных БС и уровень контроля ТС АКА в целом, который синхронизирует работу взаимодействующих БС в различных режимах функционирования АКА.

В общем виде результатом технического диагностирования БРЭА (БС) является принятие решения о ее техническом состоянии. Процесс анализа ТС принято представлять в виде структурной модели, в основе которой лежит теоретико-множественная модель процесса контроля [6], разработанная в рамках научной школы А. К. Дмитриева.

Такая модель с учетом централизованно-распределенного подхода для i -й БРЭА АКА может быть представлена в виде ориентированного графа (рис. 2).

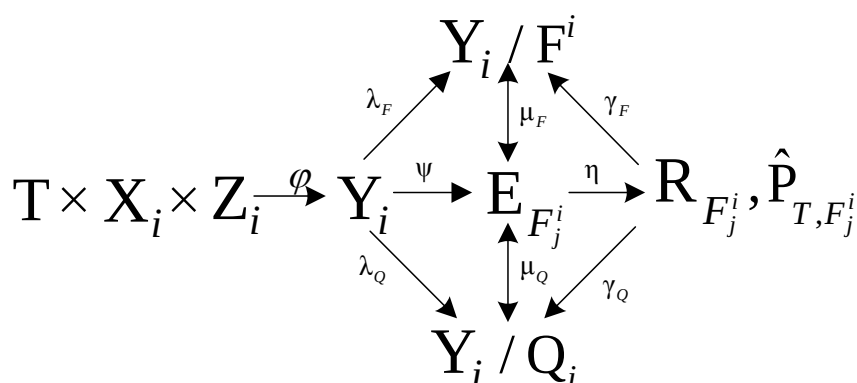


Рис. 2. Коммутативная диаграмма централизованно-распределенного анализа технического состояния i -й БРЭА АКА

Коммутативная диаграмма централизованно-распределенного анализа ТС i -й БРЭА АКА содержит:

T – множество моментов времени t , в которые наблюдается объект;

X_i – множество входных сигналов для i -й БРЭА;

Z_i – множество состояний БРЭА, характеризуемое в каждый момент времени $t \in T$;

Y_i – множество выходных сигналов для i -й БРЭА;

$E_{F_j^i}$ – множество видов ТС i -й БРЭА в F_j режиме функционирования;

Y_i / Q_i – фактор-множество, которое задает разбиение множества Y_i на классы состояний i -й БРЭА в соответствии с видами ее ТС;

Y_i / F^i – фактор-множество, которое задает разбиение множества Y_i на классы состояний i -й БРЭА в соответствии с ее режимами функционирования;

$R_{F_j^i}$ – множество решений о ТС i -й БРЭА в F_j режиме функционирования;

$\hat{P}_{T,F_j^i}$ – оценочное значение обобщенного показателя готовности i -й БРЭА в фиксированный момент времени t ;

$\varphi: T \times X_i \times Z_i \rightarrow Y_i$ – отображение наблюдения, которое должно обеспечивать выполнение условий полной наблюдаемости объекта;

$\psi: Y_i \rightarrow E_{F_j^i}$ – отображение классификации;

$\lambda_F: Y_i \rightarrow Y_i / F^i$ – отображение факторизации для режимов функционирования i -й БРЭА;

$\lambda_Q: Y_i \rightarrow Y_i / Q_i$ – отображение факторизации для ТС i -й БРЭА;

$\eta: E_{F_j^i} \rightarrow R_{F_j^i}$ – отображение, которое ставит в соответствие конкретное решение о его истинном ТС с учетом вероятностных характеристик возможных ошибок при диагностировании, в частности, ошибок первого и второго рода, погрешностей выполняемых измерений и помех;

$\gamma_F: R_{F_j^i} \rightarrow Y_i / F^i$ – естественное отображение, реализующее процесс уточнения условий разбиения множества Y_i на классы в соответствии с режимами функционирования i -й БРЭА;

$\gamma_Q: R_{F_j^i} \rightarrow Y_i / Q_i$ – естественное отображение, реализующее процесс уточнения условий разбиения множества Y_i на классы в соответствии с видами ТС i -й БРЭА;

$\mu_F: E_{F_j^i} \rightarrow Y_i / F^i$ – отображение, необходимое для взаимно однозначного соответствия множества видов ТС объекта и фактор-множества, которое задает разбиение множества Y_i на классы состояний i -й БРЭА в соответствии с ее режимами функционирования;

$\mu_Q: E_{F_j^i} \rightarrow Y_i / Q_i$ – отображение, необходимое для взаимно однозначного соответствия множества видов ТС объекта и фактор-множества, которое задает разбиение множества Y_i на классы состояний i -й БРЭА в соответствии с видами ее ТС.

В соответствии с коммутативной диаграммой, представленной на рис. 2, осуществляется анализ ТС в ЛСКД для каждой БРЭА (БС). После чего результаты анализа для всех БС обобщаются в ЦСКД и формируется заключение о ТС АКА в целом. Процесс принятия решения о ТС в ЦСКД представлен коммутативной диаграммой, изображенной на рис. 3.

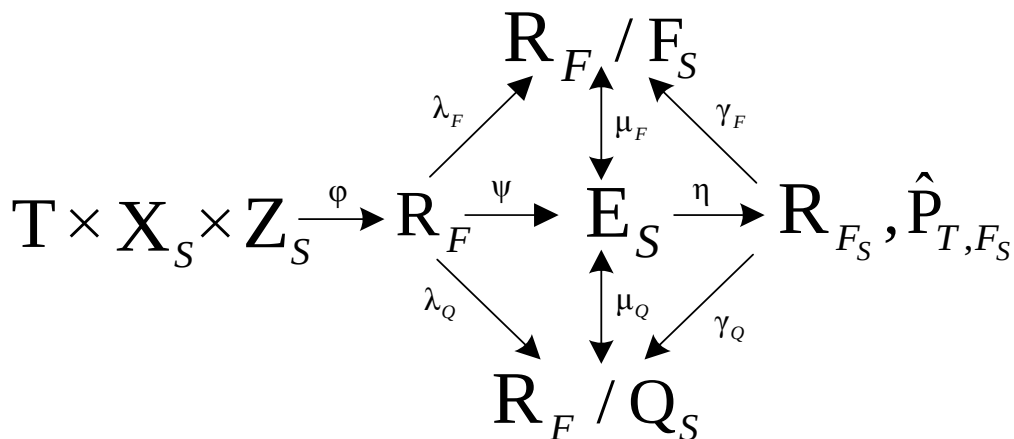


Рис. 3. Коммутативная диаграмма централизованно-распределенного анализа ТС АКА

Коммутативная диаграмма централизованно-распределенного анализа ТС АКА содержит:

T – множество моментов времени t , в которые наблюдается АКА;

X_s – множество входных сигналов для АКА;

Z_s – множество состояний АКА, характеризуемое в каждый момент времени $t \in T$;

R_F – множество решений о ТС БРЭА всего АКА;

E_s – множество видов ТС АКА;

R_F / Q_s – фактор-множество, которое задает разбиение множества R_F на классы состояний АКА в соответствии с видами ТС;

R_F / F_s – фактор-множество, которое задает разбиение множества R_F на классы состояний АКА в соответствии с режимами функционирования;

R_{F_s} – множество решений о ТС АКА;

$\hat{P}_{T, F_s}$ – оценочное значение обобщенного показателя готовности АКА в фиксированный момент времени t ;

$\varphi: T \times X_s \times Z_s \rightarrow R_F$ – отображение наблюдения, которое должно обеспечивать выполнение условий полной наблюдаемости объекта;

$\psi: R_F \rightarrow E_s$ – отображение классификации;

$\lambda_F: R_F \rightarrow R_F / F_s$ – отображение факторизации для режимов функционирования АКА;

$\lambda_Q: R_F \rightarrow R_F / Q_s$ – отображение факторизации для ТС АКА;

$\eta: E_s \rightarrow R_{F_s}$ – отображение, которое ставит в соответствие конкретное решение о ТС АКА с учетом вероятностных характеристик возможных ошибок при диагностировании, в частности, ошибок первого и второго рода, погрешностей выполняемых измерений и помех;

$\gamma_F: R_{F_s} \rightarrow R_F / F_s$ – естественное отображение, реализующее процесс уточнения условий разбиения множества R_F на классы в соответствии с режимами функционирования АКА;

$\gamma_Q: R_{F_s} \rightarrow R_F / Q_s$ – естественное отображение, реализующее процесс уточнения условий разбиения множества R_F на классы в соответствии с видами ТС АКА;

$\mu_F: E_s \rightarrow R_F / F_s$ – отображение, необходимое для взаимно однозначного соответствия множества видов ТС АКА и фактор-множества, которое задает разбиение множества R_F на классы состояний в соответствии с режимами функционирования АКА;

$\mu_Q: E_s \rightarrow R_F / Q_s$ – отображение, необходимое для взаимно однозначного соответствия множества видов ТС АКА и фактор-множества, которое задает разбиение множества R_F на классы состояний в соответствии с видами ТС АКА.

Для наглядного представления процесса оценивания ТС на основе описанных выше коммутативных диаграмм обратимся к графической интерпретации процесса анализа ТС (рис. 4).

Представленные на рис. 4 области пространства иллюстрируют обобщение двух фактор-множеств (Y_i / Q_i и Y_i / F^i) при принятии решений о виде ТС БРЭА и соотносят значения телеметрируемых параметров (Y) с режимами функционирования БРЭА (F) в различных ее состояниях (Q).

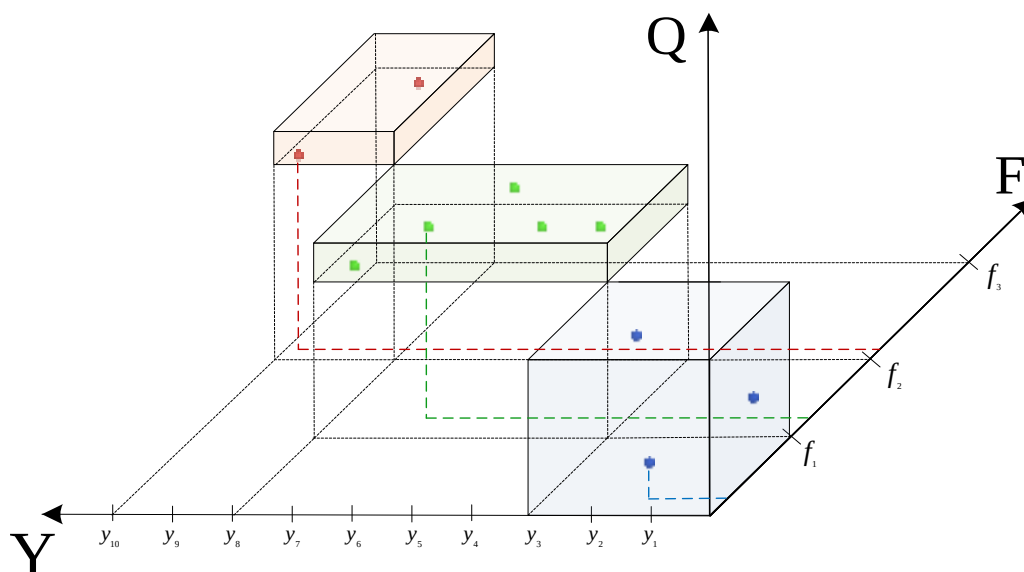


Рис. 4. Графическая интерпретация процесса анализа ТС БРЭА АКА

ОЦЕНИВАНИЕ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ТЕСТОВОГО КОНТРОЛЯ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ АУТОНОМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

При проведении технического диагностирования космических средств нередко тестовые методы диагностирования оказываются более эффективными, поскольку при их использовании входные воздействия заранее известны, причем выбираются они из условия обеспечения максимальной эффективности определения ТС объекта. В этом случае в модели описывается реакция объекта на тестовые воздействия при различных его ТС, в том числе и неработоспособных, обусловленных отказами блоков, с точностью до которых требуется определение места дефекта [7].

На основании вышесказанного поиск дефектов и контроль ТС резерва БРЭА на борту АКА целесообразно осуществлять методами тестового контроля, обеспечивающими высокую достоверность оценивания ТС БС, а также позволяющими объективно оценивать возможности АКА по выполнению предстоящих задач по предназначению и планировать порядок их выполнения [8].

Тестовый контроль в распределенной системе технического диагностирования реализован следующим образом. По команде от БЦВМ согласно модели эксплуатации БРЭА АКА в ЦСКД поступает сигнал о проведении тестового контроля аппаратуры в различных режимах функционирования или осуществляется проверка правильности функционирования при целевом использовании АКА [9]. В ЦСКД определяется перечень задействованных систем в определенном режиме. Во все ЛСКД передается сигнал о проведении тестового контроля систем. Тестовый контроль осуществляется параллельно во всех системах и суммарное время в i -м режиме будет определяться максимальным временем проверки j -й подсистемы.

В связи с этим можно записать выражение для оценивания времени тестового контроля одного блока в i -м режиме БРЭА АКА:

$$t_{mk}^i = \sum_{k=1}^{L_j} (\Delta t_k + \Theta_k), \quad (4)$$

где Δt_k – время выполнения k -й проверки j -й системы;
 Θ_k – затраты времени на оценивание результатов выполнения k -й проверки j -й системы;
 L_j – количество всех управляющих воздействий в программе контроля технического состояния j -й системы.

Время тестового контроля в случае последовательных проверок всех блоков в i -м режиме функционирования определяется выражением

$$t_{mk}^i = \left(\sum_{j=1}^{K_i} \sum_{k=1}^{L_j} (\Delta t_{jk} + \Theta_{jk}) \right) + \Theta^i, \quad (5)$$

где Δt_{jk} – время выполнения k -й проверки j -й системы в i -м режиме;
 Θ_{jk} – затраты времени на оценивание результатов выполнения k -й проверки j -й системы в i -м режиме;
 K_i – количество всех систем, проверяемых в i -м режиме.

Наглядная иллюстрация длительности проверок всех систем в i -м режиме функционирования БРЭА АКА представлена на рис. 5.

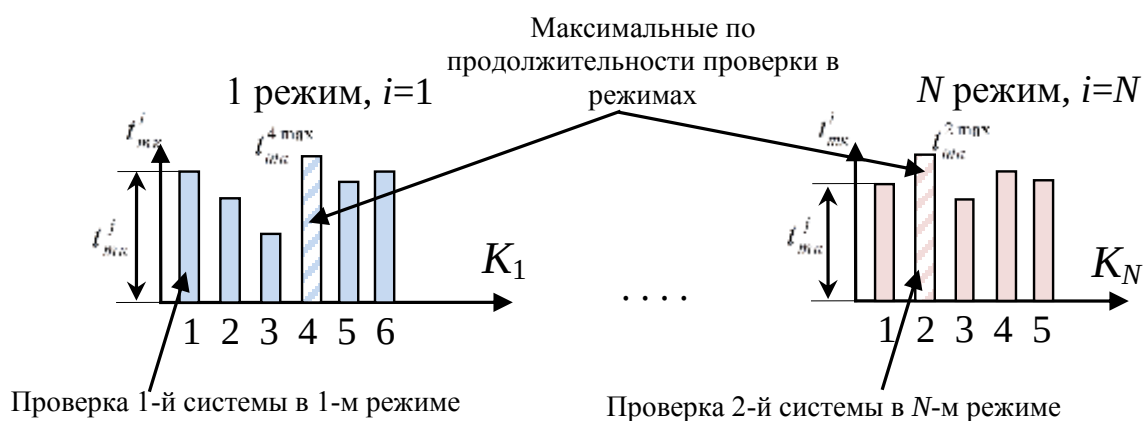


Рис. 5. Оценка длительности проверок взаимодействующих систем БРЭА АКА

Общая продолжительность проверки (тестового контроля) всей БРЭА АКА при существующем подходе

$$t_{mk}^{\Sigma} = \sum_{i=1}^N \left(\left(\sum_{j=1}^{K_i} \sum_{k=1}^{L_j} (\Delta t_{jk} + \Theta_{jk}) \right) + \Theta^i \right). \quad (6)$$

С учетом принятой схемы технического диагностирования [10] время проверок в i -м режиме функционирования будет определяться максимальным временем проверки j -й системы наибольшей по продолжительности (на рис. 3 помечены штриховыми линиями в 1-м и N -м режимах):

$$t_{mk}^{i \max} = \max(t_{mk}^j), j = \overline{1, K_j}, i = \overline{1, N}. \quad (7)$$

Следовательно, суммарное время тестового контроля во всех режимах функционирования будет определяться суммой максимальных времен проверок в каждом режиме, а именно

$$t_{mk}^{\Sigma} = \sum_{i=1}^N t_{mk}^{i \max}, i = \overline{1, N}. \quad (8)$$

Выигрыш по времени в случае использования централизованно-распределенного анализа ТС БРЭА АКА можно оценить следующим отношением:

$$V = \frac{t_{mk}^{\Sigma}}{t_{mk}^{\Sigma*}}. \quad (9)$$

Таким образом, использование предложенного подхода к оцениванию времени тестового контроля БРЭА АКА позволит на этапе проектирования определить характеристики системы контроля и диагностирования для обеспечения требуемого коэффициента готовности.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Рассмотрим пример. В различных режимах работы БРЭА АКА (см. рис. 5) проверяется определенное число систем, которые задействованы для выполнения этого режима. В табл. 1 представлены длительности проверок отдельных подсистем в четырех режимах работы БРЭА. Значение времени указано в относительных единицах.

Для каждого режима работы определены суммарные временные затраты на проведение проверок всех задействованных блоков. Кроме этого, для каждого режима работы определено максимальное значение времени самых продолжительных проверок.

Таблица 1

**Сведения по временным затратам на проведение проверок
в различных режимах работы БРЭА, ед.**

№ блока	Режим 1	Режим 2	Режим 3	Режим 4
1	2	5	3	9
2	4	6	5	5
3	5	7	7	6
4	7	9	5	4
5	5	5	2	3
6	3	3	3	—
7	—	9	2	—
8	—	7	—	—
Время максимальной проверки	7	9	7	9
Суммарное время проверок	33	60	34	36

На рис. 6 графически представлен сравнительный анализ временных затрат на проведение проверки функционирования БРЭА в различных режимах работы при распараллеленном контроле ТС (централизованно-распределенный подход) и при последовательном контроле ТС всех систем (традиционный подход).

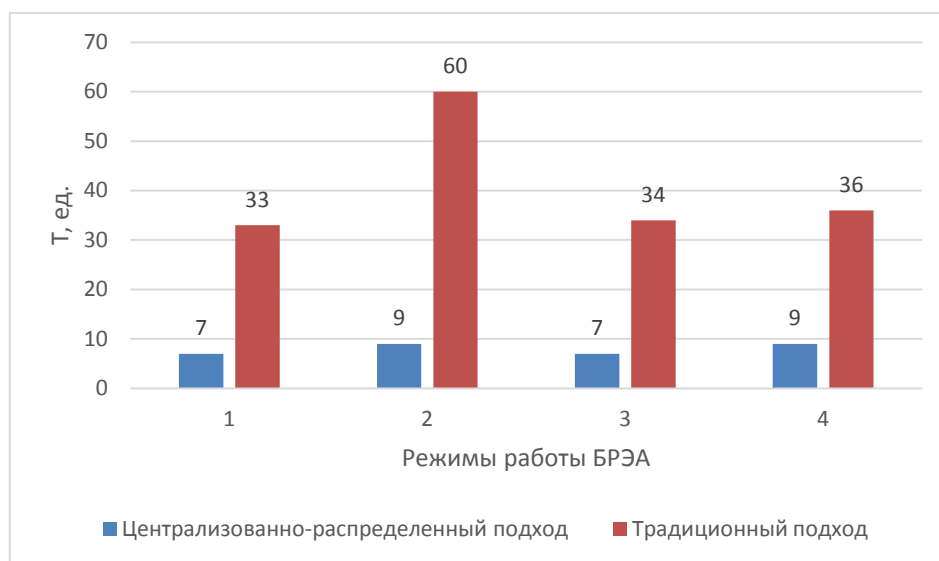


Рис. 6. Сравнение временных затрат на анализ ТС БРЭА при использовании различных подходов

Согласно выражениям (6) и (8) вычислим суммарную продолжительность контроля ТС БРЭА АКА во всех режимах работы: $t_{mk}^{\Sigma} = 163$ ед.; $t_{mk}^{\Sigma*} = 32$ ед.

С учетом полученных значений определим выигрыш по времени при использовании централизованно-распределенного анализа ТС, используя выражение (9):

$$V = 163 / 32 \approx 5.$$

Наблюдается существенное сокращение временных затрат при проведении тестового контроля ТС БРЭА АКА во всех режимах работы, что в конечном итоге приводит к увеличению коэффициента готовности БРЭА при выполнении целевых задач АКА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрен вопрос построения концептуальной модели централизованно-распределенного анализа ТС БРЭА АКА с двухуровневой системой контроля на основе коммутативных диаграмм. Дана оценка временного выигрыша при проведении тестового контроля ТС БРЭА АКА в различных режимах функционирования. Показано, что за счет параллельной обработки информации в распределенной системе анализа ТС достигается предельный выигрыш по времени при реализации всех проверок (во всех режимах функционирования).

Однако вопросы выбора периодичности тестового контроля ТС БРЭА остаются открытыми и требуют дополнительных исследований с учетом выбранной модели эксплуатации централизованно-распределенной системы технического диагностирования БРЭА АКА.

Список использованных источников

1. Копкин Е. В., Иваню А. Ю. Применение технологий искусственного интеллекта в процессах контроля и диагностирования бортовых систем космических средств // Авиакосмическое приборостроение. – 2022. – № 7. – С. 42–49.

2. Барановский А. М., Привалов А. Е. Система контроля и диагностирования бортового оборудования малого космического аппарата // Известия вузов. Приборостроение. – 2009. – Т. 54, № 4. – С. 52–56.
3. Дорожко И. В., Захарова Е. А., Осипов Н. А. Модель оценки вероятности безотказной работы сложных технических комплексов на основе динамических байесовских сетей // Труды Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 669. – С. 216–223.
4. Лоскутов А. И., Ряхова Е. А., Горбулин В. И. Концептуальная модель технического диагностирования бортовой аппаратуры автономных космических аппаратов на основе оптимальной реконфигурации в условиях априорной неопределенности появления неисправностей // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2020. – № 3. – С. 43–55.
5. Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М. Теоретические и технологические основы концепции проактивного мониторинга и управления сложными объектами // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2015. – № 1 (162). – С. 162–174.
6. Дмитриев А. К. Модели и методы анализа технического состояния бортовых систем. – СПб. : ВИКУ им. А. Ф. Можайского, 1999. – 171 с.
7. Алгоритм синтеза оптимальных тестов бортовой радиоэлектронной аппаратуры автономных космических аппаратов на основе ситуационных взаимодействий подсистем / А. И. Лоскутов [и др.] // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2022. – № 4 (42). – С. 128–138.
8. Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М. Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. – М. : Наука, 2006. – 410 с.
9. Моделирование использования баз данных о состоянии космических средств для автоматизированной системы управления эксплуатацией и испытаниями космических систем и комплексов / М. А. Гуляев [и др.] // Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления : материалы VI Всерос. науч.-практ. конф. – М. : Аналитический центр, 2021. – С. 417–423.
10. Методика синтеза математической модели функционирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры объектов ракетно-космической техники на основе полимодельного подхода / А. И. Лоскутов [и др.] // Приборы и системы. Управление, контроль и диагностика. – 2019. – № 9. – С. 27–36.

А. Ю. Иваню;
С. И. Карпушев,
кандидат физико-математических наук;
В. А. Клыков,
кандидат технических наук;
А. И. Лоскутов,
доктор технических наук, профессор;
В. Г. Перле

КОНТРОЛЬ ОПЕРАЦИИ СДВИГА КРИПТОГРАФИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОСТАТОЧНЫХ КЛАССОВ

Представлены формализованная постановка задачи на разработку схем контроля операции циклического сдвига криптографического алгоритма, а также аналитическое описание связей между исходным и преобразованным сообщениями операции сдвига. Предлагается выбор модуля для контроля данного преобразования в зависимости от длины слова алгоритма и количества бит, на которое осуществляется циклический сдвиг в сторону старшего разряда. Сформированы схемы контроля операции сдвига в соответствии с полученными результатами.

Ключевые слова: криптографический алгоритм, операция сдвига, система остаточных классов, модуль числа.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время активно ведутся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию специальной аппаратуры криптографической защиты информации в различных технических сферах. Важным этапом данного процесса является разработка специального математического обеспечения системы технического диагностирования [4] вычислительной системы (ВС) специальной аппаратуры, которая должна решать задачи анализа технического состояния как аппаратной, так и программной частей. В работе [5] предлагается для решения задач контроля элементарных операций криптографического преобразования осуществлять контроль чисел в остаточных классах, взятых по модулю. Данный подход является перспективным, так как обеспечивается предельно возможная полнота контроля элементарных операций криптографического преобразования с возможностью его программной реализации.

Среди операций для реализации предлагаемого контроля по модулю интерес представляет операция сдвига [1, 3, 6]. При этом, однако, возникает задача в рамках предложенного подхода разработать формализованный способ контроля линейной операции сдвига криптографического алгоритма. Кроме этого, в данной работе рассматривается задача синтеза схемы контроля.

ОПИСАНИЕ ОПЕРАЦИИ СДВИГА КРИПТОГРАФИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА

Криптографические алгоритмы предназначены для закрытия информации путем наложения по модулю 2 гаммы шифра, сформированной за определенное число тактов за счет выполнения элементарных линейных (сложение по модулю, циклический сдвиг на m разрядов в сторону старшего разряда – перестановка) и нелинейных (подстановка) преобразований (элементарных операций) с открытой информацией. Операция «перестановка», реализующая функцию перемешивания в симметричных криптографических алгоритмах, по сути, являет

собой математическую функцию перестановок. В современных криптографических алгоритмах блок перестановок рассматривается в качестве вспомогательного, улучшающего свойства блока подстановок (рис. 1).

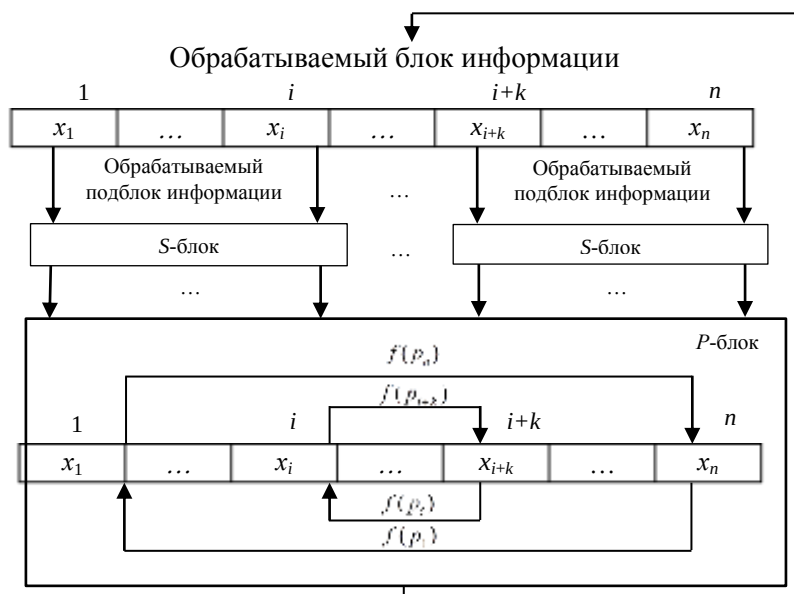


Рис. 1. Пример включения перестановки в схему криптографического алгоритма

У функции перестановок можно выделить две основные характеристики, первая характеристика – это длина блока данных, внутри которого будет производиться операция, вторая – порядок перемещения символов блока по позициям. На рис. 1 n обозначает длину блока, p_i – значение элемента блока, $f(p_i)$ – функцию, задающую порядок перемещения символов между двумя позициями. Стоит отметить, что длина блока (n) определяется, в первую очередь, исходя из удобства инженерной реализации криптографического алгоритма. Например, в [1] длина блока $n = 32$ выбиралась для удобства его реализации в 32-разрядных операционных системах, т. е. скорее его можно отнести к исходным данным примитива.

Таким образом, задание параметра перестановки криптографического алгоритма сводится к определению набора $f(p_i)$ и преследует главным образом две цели, а именно: поменять местами подблоки и поменять местами символы внутри подблока (рис. 1).

Перестановки, как и собственно сами криптографические алгоритмы, могут быть реализованы различными способами (программно, аппаратно или аппаратно-программно). Случай аппаратной реализации фактически проиллюстрирован на рис. 2. То есть имеются два регистра памяти с соединенными ячейками, где порядок соединения и будет задавать функцию перестановок.

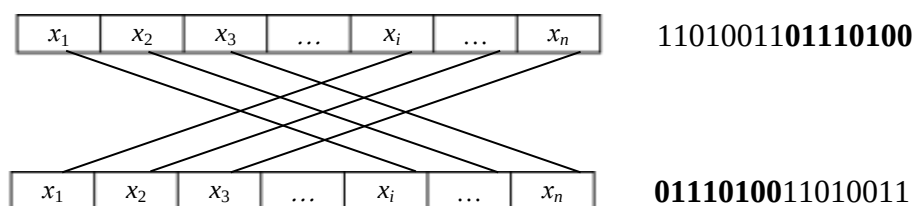


Рис. 2. Аппаратная реализация перестановки

Отметим, что запись из одного регистра в другой может происходить за один такт работы, а может выполняться последовательно, это будет определяться конкретной инженерной реализацией. Необходимо осуществить контроль данного преобразования с целью выявления единичной ошибки – инверсии бита. Рассмотрим методы контроля вычислений.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ КОНТРОЛЯ ВЫЧИСЛЕНИЙ

В вычислительных системах под контролем понимаются процессы, обеспечивающие обнаружение ошибок в работе ВС, вызванных отказом или сбоем аппаратуры, ошибкой оператора, ошибкой в программе или другими причинами. В сочетании с мерами по включению резерва, восстановлению отказавшей аппаратуры и (или) корректировке ошибочных программ или данных, контроль является одним из самых эффективных средств увеличения надежности и достоверности вычислений (обработки информации) [2, 5]. Многообразие способов контроля с точки зрения эффективности реализации представлено в табл. 1

Таблица 1

Анализ способов контроля вычислительных систем

№ п/п	Признак классификации	Вид контроля	Достоинства	Недостатки
1	По применяемым средствам	Аппаратный	Высокое быстродействие	Требуются дополнительные аппаратные средства
		Программный	Не требуется дополнительных аппаратных средств, большая полнота контроля	Необходим дополнительный объем памяти для размещения программ контроля с расходом дополнительного времени для их выполнения
2	По характеру	Оперативный	Позволяет немедленно обнаруживать ошибку в работе	Неполный контроль
		Тестовый	Простота анализа результатов, полнота контроля	Потеря дополнительного процессорного времени, не применим при вычислениях
3	По способу организации	Прямой	Возможность выявления сбоев и отказов аппаратуры	Большая трата аппаратных средств
		Обратный	Эффективен только для некоторого класса задач	Ограничение на класс решаемых задач
		Смешанный	Простота контроля	Неполный контроль
4	Оперативный аппаратный контроль	По модулю	Высокая оперативность, простота реализации, небольшой объем вычислений и аппаратных затрат	Неполный контроль
		Дублированием	Полнота	Большое количество аппаратуры, задержка в принятии решений
		Контроль кодов	Оперативность обнаружения ошибок	Неполный контроль
5	Программно-логический контроль	Контроль длительности выполнения	Простота контроля	Ограниченность контроля по заданному времени выполнения программ
		Метод контрольных функций	Контрольные соотношения	Ограничение на класс решаемых задач
		Контроль гладкости	Анализ характера изменения результатов вычислений	Ограничение на класс решаемых задач

Сравнительный анализ способов контроля вычислительных систем показал, что для решения задачи контроля математической операции сдвига криптографического алгоритма эффективным с точки зрения реализации является контроль остатков по модулю. Он относится к неполному контролю, основанному на группировании чисел в классы эквивалентности. Если в случае возникновения ошибки число переходит в другой класс эквивалентности, то такая ошибка может быть обнаружена достаточно простыми средствами. В противном случае ошибка не обнаруживается. В один и тот же класс эквивалентности входят числа, сравнимые по модулю.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Операцию сдвига можно интерпретировать так: для кодирования информации используются разбивка числа на две части и перемена их местами друг с другом (циклический сдвиг).

Пусть исходное число A задано следующим образом:

$$x = x_1 \dots x_m, x_{m+1} \dots x_n, \quad (1)$$

где $x_i = \{0, 1\}$, $i = \overline{1, n}$.

Тогда после перемены местами частей исходного числа получим преобразованное число

$$y = x_{m+1} \dots x_n, x_1 \dots x_m. \quad (2)$$

Таким образом, при выполнении операции циклического сдвига сообщения (1) длины n на m разрядов влево получим сообщение (2). При выполнении этой операции независимо от алгоритма ее выполнения могут возникать ошибки.

В качестве проверки правильности выполнения данной операции предлагается контроль остатков чисел, взятых по модулю. Основная идея заключается в том, что при контроле вычисляются числа a_x и a_y , которые могут быть сравнимы по модулю как до преобразования числа x , так и после циклического сдвига числа y . Далее на основании сравнения полученных остатков принимается решение о наличии или отсутствии сбоя.

Постановка задачи выглядит следующим образом.

Дано:

x – число в двоичном виде, длина которого определяется словом данных алгоритма вычислительной системы (далее в качестве алгоритма вычислительной системы будем рассматривать криптографический алгоритм);

q – модуль;

m – число, на которое осуществляется сдвиг или замена частей слова;

S – метод контроля чисел в остаточных классах, взятых по модулю.

Необходимо разработать процедуру контроля и обнаружения возможных ошибок при выполнении этой операции с разработкой схемы контроля S двух чисел: исходного двоичного числа x и числа y , сдвинутого на заданное число бит m , с использованием вычисленных остатков по модулю q сравнимых (получаемых аналитически) чисел a_x и a_y :

$$S : (x \rightarrow y) = И, \text{ если } r_x \equiv r_y \left| \begin{array}{l} (x, y) \rightarrow (a_x, a_y); \\ r_x = a_x \bmod q; \\ r_y = a_y \bmod q. \end{array} \right. \quad (3)$$

Результат контроля при циклическом сдвиге «Истина», если остатки, взятые по модулю q двух сравнимых чисел, совпадают.

Итак, требуется на основе анализа различных значений сдвига m определить схемы контроля операции сдвига с определением модуля q , т. е. исследовать арифметические связи между исходным сообщением x и преобразованием y .

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ СВЯЗЕЙ МЕЖДУ ИСХОДНЫМ И ПРЕОБРАЗОВАННЫМ СООБЩЕНИЯМИ ОПЕРАЦИИ СДВИГА

Простейшей схемой контроля является классическая проверка на четность, поскольку сумма всех битов в сообщениях x и y по модулю 2 будет одинакова. Эта схема выявляет нечетное число ошибок.

Чуть более сложным является вычисление веса сообщений $w(x)$ и $w(y)$, которые равны расстоянию Хемминга от нулевого сообщения. Если $w(x) \neq w(y)$, то произошла ошибка. Недостаток этой схемы состоит в том, что вес сообщения $w(x)$ не меняется при любой перестановке символов, а не только при циклическом сдвиге.

Рассмотрим подробнее арифметические связи между x и y , которые представляют собой целые числа. Сообщение $x = x_1 \dots x_m, x_{m+1} \dots x_n$ является двоичной записью целого числа. Положим $x^{(1)} = x_1 \dots x_m$ и $x^{(2)} = x_{m+1} \dots x_n$, которые также есть двоичные записи целых чисел. Тогда

$$x = x^{(1)} \times 2^{n-m} + x^{(2)} \quad (4)$$

и сообщение y определяется из x по формуле

$$y = x^{(2)} \times 2^m + x^{(1)}. \quad (5)$$

Следует отметить, что все сообщения $x, y, x^{(1)}, x^{(2)}$ представляют собой двоичные записи целых чисел. Можно считать, что $2m \leq n$. В противном случае можно анализировать вместо сдвига влево сдвиг вправо.

Рассмотрим разность

$$\begin{aligned} y - x &= x^{(2)} \times 2^m + x^{(1)} - x^{(1)} \times 2^{n-m} - x^{(2)} = \\ &= 2^m (x^{(2)} - x^{(1)} \times 2^{n-2m}) + (x^{(1)} - x^{(2)}) = \\ &= x^{(2)} (2^m - 1) - x^{(1)} (2^{n-2m} - 1). \end{aligned}$$

Если $n = 2m$, что является практически важным случаем, имеем $y - x = x^{(2)} (2^m - 1)$ или $y \equiv x \pmod{2^m - 1}$. Таким образом, в случае $n = 2m$ мы получим арифметическую схему контроля преобразования сдвига. Если преобразование сдвига произошло без ошибок, то числа x и y сравнимы между собой по модулю $2^m - 1$. В частности, для практически важных случаев $m = 4, 8, 16$ имеем:

$$\left. \begin{aligned} 2^4 - 1 &= 3 \times 5; \\ 2^8 - 1 &= 3 \times 5 \times 17; \\ 2^{16} - 1 &= 3^3 \times 5 \times 17. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Это означает, что достаточно рассмотреть лишь сравнимые числа по модулям 3 и 5 во всех трех случаях и дополнительно по модулю 17 в последних двух случаях.

Рассмотрим теперь случай $2m < n$, где m – нечетно, а n – четно. Этот случай также реализуется в практических решениях операции сдвига. Тогда имеем

$$x = x^{(1)} \times 2^{n-m} + x^{(2)} = x^{(1)}(2^{n-m} + 1) + (x^{(2)} - x^{(1)})$$

и

$$y = x^{(2)} \times 2^m + x^{(1)} = x^{(2)}(2^m + 1) + (x^{(1)} - x^{(2)}).$$

Поскольку в сделанных предположениях (m – нечетно, n – четно, $2m < n$) числа $2^{n-m} + 1$ и $2^m + 1$ делятся на 3, то имеем сравнения $x \equiv x^{(2)} - x^{(1)} \pmod{3}$ и $y \equiv x^{(1)} - x^{(2)} \pmod{3}$, в частности

$$x + y \equiv 0 \pmod{3}. \quad (7)$$

В этом случае получаем схему контроля, где сумма $x + y$ сравнима с 0 по модулю 3, т. е. делится нацело на 3.

Рассмотрим практически важный случай $m = 11$, $n = 32$. Здесь имеем

$$y - x = x^{(2)}(2^m - 1) - x^{(1)}(2^{n-2m} - 1) = (2^{11} - 1)x^{(2)} - (2^{10} - 1)x^{(1)}.$$

Если m – простое число, то $M_m = 2^m - 1$ называется числом Мерсенна. Очевидно, что при $m = 11$ получаем первое непростое число Мерсенна и

$$M_{11} = 2^{11} - 1 = 2047 = 23 \times 89.$$

Для $2^{10} - 1$ имеем разложение

$$2^{10} - 1 = 1023 = 3 \times 11 \times 31.$$

Следовательно, для $m = 11$ и $n = 32$ имеет место равенство

$$y - x = 23 \times 89 x^{(2)} - 3 \times 11 \times 31 x^{(1)}.$$

В частности, в этом случае имеем следующие схемы контроля:

$$\left. \begin{aligned} y - x &\equiv x^{(2)} \pmod{3} \\ y - x &\equiv x^{(2)} \pmod{11} \\ y - x &\equiv x^{(2)} \pmod{31} \\ y - x &\equiv 12x^{(2)} \pmod{23} \end{aligned} \right\}. \quad (8)$$

Таким образом, полученные аналитические выражения позволяют сформировать схему контроля операции сдвига в соответствии с исходными параметрами m и n .

СХЕМЫ КОНТРОЛЯ ОПЕРАЦИИ СДВИГА КРИПТОГРАФИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

После определения аналитических связей (6)–(8) необходимо разработать схемы контроля операции сдвига криптографического алгоритма с учетом контроля остатков, взятых по модулю, и различных исходных данных m и n .

Контроль операции сдвига криптографического алгоритма S для случая $n = 2m$, согласно (6), осуществляется по схеме, представленной на рис. 3. Для данной схемы контроля $x = a_x$ и $y = a_y$. При $m = 4, 8, 16$ контроль осуществляется по модулю 3, 5 или 17. Соответственно в преобразователях $Мп_1$ и $Мп_2$ получаем остатки r_x и r_y . Полученные остатки сравниваются

и выдается результат контроля R . Принимается решение об отсутствии ошибки в случае совпадения значений остатков и ее наличии в противном случае.

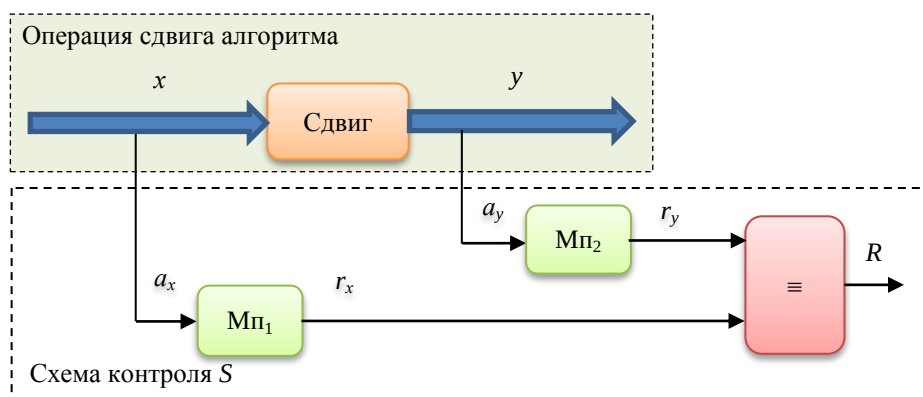


Рис. 3. Схема контроля операции сдвига криптографического алгоритма при $n = 2m$ (где $m = 4, 8, 16$)

Контроль операции сдвига криптографического алгоритма S для случая $2m < n$ (где m – нечетно и n – четно) и согласно формуле (7) осуществляется по схеме, представленной на рис. 4. Также для данной схемы контроля $x = a_x$ и $y = a_y$. Контроль осуществляется по модулю 3. Числа a_x и a_y суммируются в сумматоре Σ . Далее на выходе преобразователя Мп получаем остаток суммы чисел r_Σ . Остаток сравнивается с нулем «0» и выдается результат, по которому принимается решение о наличии или отсутствии ошибки циклического сдвига. Если остаток равен нулю, то делается вывод об отсутствии ошибок в преобразовании, иначе – фиксируется ошибка вычисления.

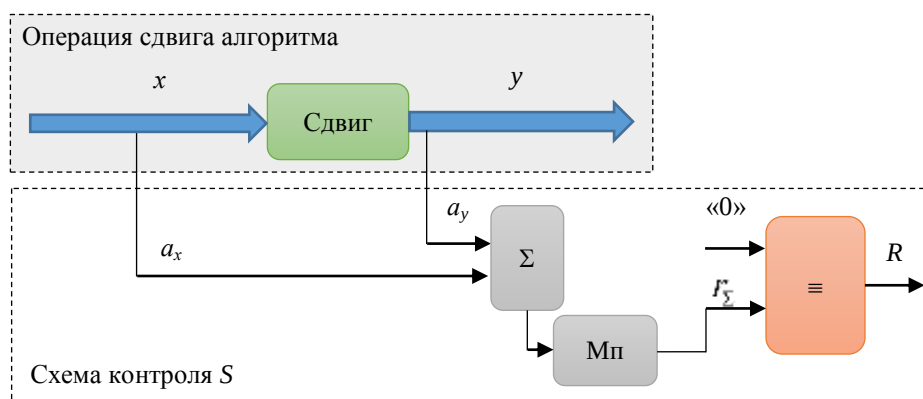


Рис. 4. Схема контроля операции сдвига криптографического алгоритма при $2m < n$ (где m – нечетно и n – четно)

Возможны еще два варианта построения схем контроля с учетом сравнений:

$$x \equiv x^{(2)} - x^{(1)} \pmod{3} \text{ и } y \equiv x^{(1)} - x^{(2)} \pmod{3}.$$

Контроль операции сдвига криптографического алгоритма S для конкретного случая $m = 11$ и $n = 32$ [1] осуществляется по схеме, представленной на рис. 5.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье предложен вариант формализации контроля операции сдвига криптографического алгоритма с разработкой соответствующей схемы *S*. Контроль заключается в сравнении остатков по модулю преобразованного значения из исходного с использованием операции сдвига и по формуле, связывающей исходное и преобразованное значения. Данный подход к контролю может быть реализован в любом криптографическом алгоритме, где имеется операция линейного преобразования информации – циклический сдвиг.

Список использованных источников

1. ГОСТ 28147-89 Система обработки информации. Защита криптографическая. Алгоритм криптографического преобразования. – М. : Изд-во стандартов, 1996. – 26 с.
2. *Арсеньев В. Н.* Системы контроля и испытания вооружения и военной техники, военная метрология : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 600 с.
3. *Баричев С. Г., Гончаров В. В., Серов Р. Е.* Основы современной криптографии. – М. : Горячая линия – Телеком, 2002. – 152 с.
4. *Дмитриев А. К., Юсупов Р. М.* Идентификация и техническая диагностика. – М. : МО СССР, 1987. – 512 с.
5. *Иыуду К. А.* Надежность, контроль и диагностика вычислительных машин и систем. – М. : Высш. шк., 1989. – 216 с.
6. *Шнайер Б.* Прикладная криптография. Протоколы, алгоритмы, исходные тексты на языке Си. – М. : ТРИУМФ, 2002. – 816 с.

А. В. Казимиров¹,

кандидат технических наук, доцент;

Р. О. Лашко¹;

М. М. Пеньков²,

доктор технических наук, профессор;

Ю. В. Татаренко¹,

кандидат технических наук, доцент

¹Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

²ЦНИИмаш, г. Санкт-Петербург.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ УСЛОВИЙ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ НА ТЕМПЕРАТУРУ ПОВЕРХНОСТИ КРИОГЕННОГО ТРУБОПРОВОДА ЗАПРАВКИ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ

Представлены результаты экспериментального исследования влияния условий внешней среды на изменение температуры поверхности криогенного трубопровода заправки сжиженным природным газом с азотным экраном (криогенного трубопровода). С этой целью разработан экспериментальный стенд для проведения трехфакторного активного эксперимента. Получено уравнение регрессии для определения влияния условий внешней среды на температуру поверхности криогенного трубопровода. Экспериментально установлено, что в выбранном интервале варьируемых переменных температура поверхности криогенного трубопровода в большей степени зависит от скорости ветра и в меньшей – от температуры окружающего воздуха.

Ключевые слова: криогенный трубопровод, активный многофакторный эксперимент, условия измерений, температура, экспериментальный стенд, скорость ветра, тепловой поток, внешняя среда.

ВВЕДЕНИЕ

Для перспективных ракет космического назначения (РКН), использующих в качестве горючего сжиженный природный газ, предусматриваются режимы подготовки к заправке и собственно заправка продолжительностью до трех часов. При этом, так как РКН и трубопровод заправки (слива) установлены на открытой местности, то эффективность подготовительных и заправочных операций в значительной степени будет определяться условиями функционирования, под которыми понимается совокупность факторов, оказывающих влияние на параметры и эксплуатационно-технические характеристики комплекса заправки.

Одними из основных факторов, которые могут существенно повлиять на готовность РКН к пуску и выполнение боевой задачи, являются климатические условия и метеобстановка в районе старта. При этом высокие требования, предъявляемые к боевой готовности, диктуют необходимость обеспечения применения РКН по назначению в любое время года, суток, а также при неблагоприятных погодных условиях.

Тепловой режим установленного на стартовом комплексе криогенного трубопровода заправки в основном определяется теплопритоком из внешней среды, а именно: температурой окружающей среды (T_{oc}), интенсивностью солнечной радиации ($q_{л}$), а также условиями конвективного теплообмена между окружающим воздухом и поверхностью трубопровода ($\vartheta_{в}$), что показано на рис. 1.

Для исключения кипения сжиженного природного газа (СПГ) в криогенных магистралях их целесообразно оснащать азотным экраном по всей длине. Кроме этого, для повышения эксплуатационных характеристик теплоизоляции таких магистралей их целесообразно выполнять в виде самовакуумирующейся порошково-вакуумной композиции за счет заполнения пористого пространства углекислым газом [9].

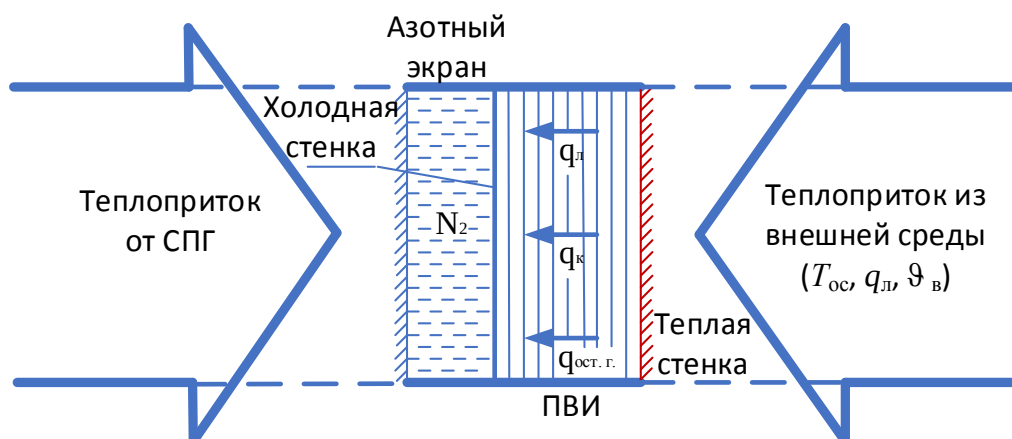


Рис. 1. Схема перераспределения тепловых потоков в криогенном трубопроводе (где ПВИ – порошково-вакуумная изоляция)

При нормальной температуре в порах такой теплоизоляции поддерживается атмосферное давление. После заполнения азотного экрана магистрали жидким азотом (77 К) основная часть углекислого газа перейдет в кристаллическое состояние на холодной стенке азотного экрана (рис. 1), а его остаточное давление в порах будет 10^{-5} Па.

В данной работе активному многофакторному эксперименту подвергался криогенный трубопровод, оснащенный самовакумирующейся порошково-вакуумной теплоизоляцией, с целью выявления степени влияния трех вышеупомянутых факторов на температурное поле его поверхности [1–4].

Экспериментальные исследования дали информацию о физической картине и параметрах температурных полей на поверхности объекта контроля в процессе его эксплуатации, что позволяет получить математическую модель для расчета температуры поверхности криогенного трубопровода с учетом фактических условий влияния внешней среды.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД

Перечислим основные задачи экспериментальных исследований.

1. Измерить температуру поверхности криогенного трубопровода при воздействии различных условий внешней среды.
2. Определить время установления стационарного состояния температурного поля криогенного трубопровода.
3. Исследовать влияние внешних условий на температуру поверхности криогенного трубопровода и разработать практические рекомендации по применению полученной математической модели.

Для проведения экспериментального исследования влияния условий внешней среды на температуру поверхности криогенного трубопровода был разработан и создан экспериментальный стенд (рис. 2).

Изучение влияния трех факторов на температуру поверхности криогенного трубопровода проводилось за счет включения в состав экспериментального стенда теплонагревателя 14 циркулирующего воздуха, ламп накаливания 9, имитирующих солнечный нагрев, и вентилятора 10.

На основании материалов, представленных в источниках [5–7], была разработана методика планирования активного трехфакторного эксперимента. После обработки результатов экспериментов получено уравнение регрессии, позволяющее определять температуру поверхности криогенного трубопровода при влиянии различных условий внешней среды.

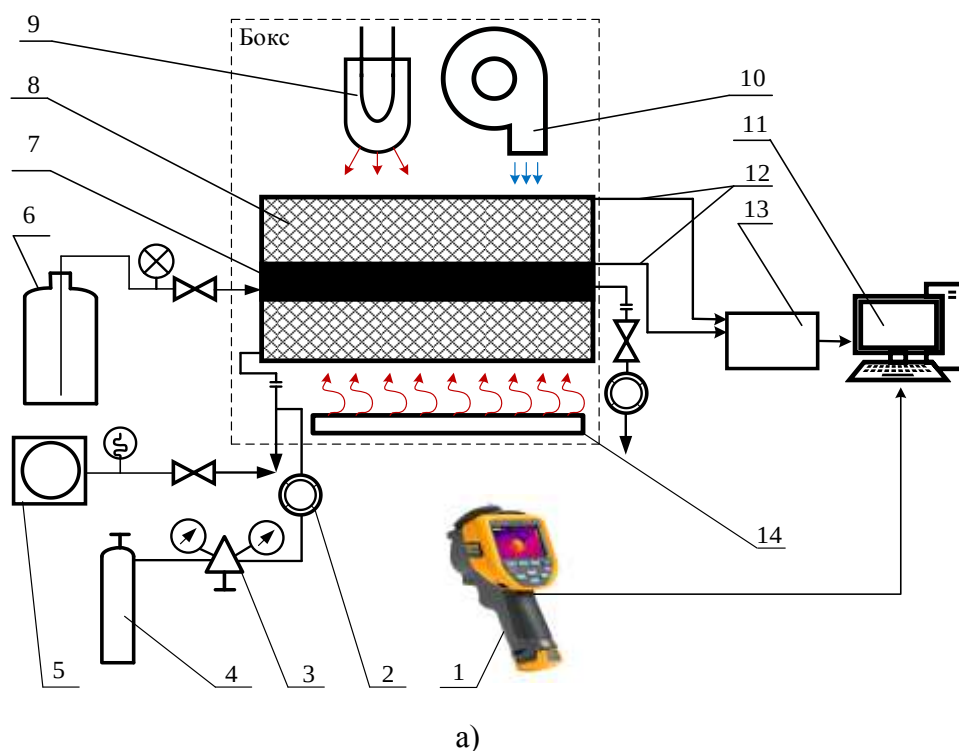


Рис. 2. Экспериментальный стенд для исследования температуры поверхности криогенного трубопровода:

- а – схема экспериментального стенда; б – внешний вид стенда;
 1 – тепловизор; 2 – газовый счетчик; 3 – редуктор; 4 – баллон с углекислым газом;
 5 – форвакуумный насос; 6 – сосуд Дьюара с жидким азотом;
 7 – имитатор азотного экрана (цилиндрическая емкость с жидким азотом);
 8 – самовакумирующаяся порошково-вакуумная теплоизоляция;
 9 – лампа накаливания; 10 – вентилятор; 11 – компьютер;
 12 – термоэлектрические преобразователи; 13 – аналого-цифровой преобразователь;
 14 – теплонагреватель

ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Планирование трехфакторного активного эксперимента имело цель получить регрессивную зависимость изменения температуры поверхности криогенного трубопровода от параметров условий внешней среды. Такая зависимость будет представлена в виде полинома, в который разлагается неизвестная функция:

$$y(x_1, x_2, x_3) = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_3x_3, \quad (1)$$

где b_0 – свободный член;

b_1 – линейный эффект изменения скорости ветра;

b_2 – линейный эффект изменения лучистого теплового потока;

b_3 – линейный эффект изменения температуры воздуха.

Уровни факторов закодированы следующим образом: «+1» обозначает верхний уровень соответствующего фактора, а «-1» – нижний. В табл. 1 приведены натурные и кодированные значения выбранных факторов.

Таблица 1

Уровни варьирования факторов

Варьируемые факторы	Обозначение факторов		Нижний уровень	Верхний уровень
	натурные	кодированные		
Скорость ветра	$v, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	x_1	1	10
Тепловой поток	$q, \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$	x_2	100	600
Температура воздуха	$t, ^\circ\text{C}$	x_3	14	44

В качестве выходного параметра y принята температура поверхности криогенного трубопровода. Полное количество опытов определяется числом $N = 2^k \gamma$ (где k – количество факторов, $\gamma = 2$) и равно 16 [5].

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА И АНАЛИЗ ЕГО РЕЗУЛЬТАТОВ

Работа экспериментального стенда осуществлялась следующим образом.

1. Подготовка криогенного трубопровода к испытаниям, которая включает в себя:

– замену газонаполнителя ПВИ (воздуха на углекислый газ) путем чередования вакуумирования ПВИ и последующего заполнения углекислым газом («полоскание с вакуумированием»);

– захлаживание внутренней поверхности имитатора азотного экрана криогенного трубопровода с последующим заполнением его внутреннего объема жидким азотом.

Углекислый газ в процессе захлаживания кристаллизовался на внешней поверхности азотного экрана, остаточное давление в объеме ПВИ при этом достигало значения $< 10^{-5}$ Па [8].

2. Проведение испытаний в соответствии с разработанным планом активного многофакторного эксперимента (табл. 2). Установка заданных значений факторов, соответствующих номеру опыта.

3. Регистрация значений температуры на поверхности криогенного трубопровода с помощью тепловизора 1 и встроенных термоэлектрических преобразователей 12, которые выводились на монитор компьютера 11.

4. Анализ результатов экспериментов для оценивания влияния условий измерений на температуру поверхности криогенного трубопровода.

В табл. 2 приведена матрица планирования и результаты проведенных экспериментов.

Таблица 2

Матрица планирования и результаты экспериментов

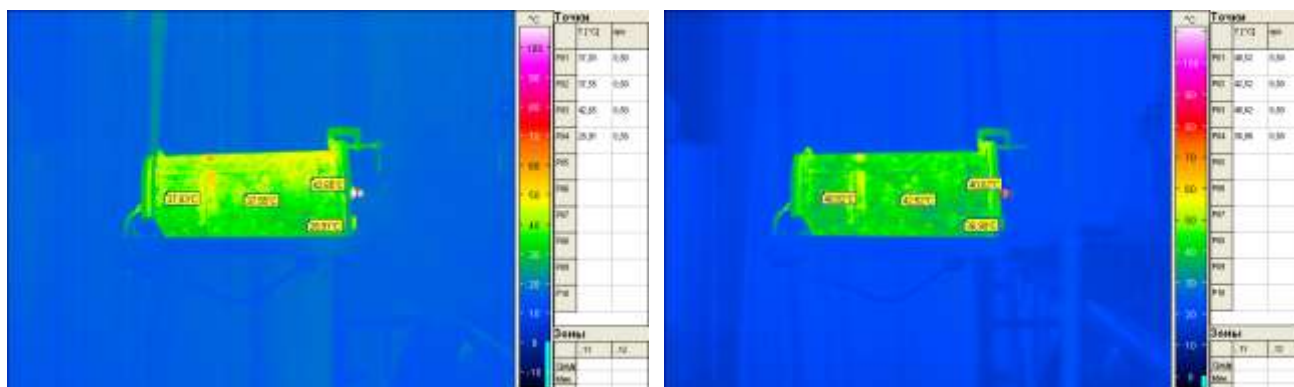
Номер опыта	Факторы и выходной параметр								
	Факторы в натуральном масштабе			Факторы в безразмерной системе координат			Выходной параметр		Среднее значение выходного параметра
	$\vartheta, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	$q, \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$	$t, ^\circ\text{C}$	x_1	x_2	x_3	y_1	y_2	$\bar{y}$
1	10	100	44	+	-	+	16,0	16,2	16,1
2	1	600	14	-	+	-	37,1	36,9	37,0
3	1	600	44	-	+	+	41,2	40,8	41,0
4	10	100	14	+	-	-	12,3	12,1	12,2
5	10	600	14	+	+	-	19,2	19,0	19,1
6	1	100	14	-	-	-	29,25	28,75	29,0
7	10	600	44	+	+	+	22,84	23,16	23,0
8	1	100	44	-	-	+	33,3	32,9	33,1

На рис. 3 представлены некоторые результаты экспериментов согласно данным табл. 2.

Для формирования математической модели используем методику, представленную в работе [5].

1. После вычисления значений коэффициентов b_0, b_1, b_2, b_3 ($b_0 = 26,25$; $b_1 = -8,75$; $b_2 = 3,75$; $b_3 = 2$) уравнение для определения температуры поверхности криогенного трубопровода имеет следующий вид:

$$y(x_1, x_2, x_3) = 26,25 - 8,75x_1 + 3,75x_2 + 2x_3. \quad (2)$$



а)

б)

Рис. 3. Результаты экспериментов (согласно табл. 2):

а – опыт № 2; б – опыт № 3

2. Проверка адекватности модели производилась опытным путем [5], результаты проверки представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты проверки адекватности модели

Номер опыта	y_{ib}	e_i	e_i^2	$\sigma_{i\text{вос}}^2$
1	15,75	-0,35	0,1225	0,02
2	36,75	-0,25	0,0625	0,02
3	40,75	-0,25	0,0625	0,08
4	11,75	-0,45	0,2025	0,02
5	19,25	0,15	0,0225	0,02
6	29,25	0,25	0,0625	0,125
7	23,25	0,25	0,0625	0,0512
8	33,25	0,15	0,0225	0,08
Σ			0,62	0,4162

Остаточная дисперсия определяется следующим образом:

$$\sigma_{\text{ос}}^2 = \frac{\sum_{i=1}^8 e_i^2}{N-k-1} = \frac{0,62}{4} = 0,155.$$

Дисперсия воспроизводимости определяется как

$$\sigma_{\text{вос}}^2 = \frac{\sum_{i=1}^8 \sigma_{i\text{вос}}^2}{\sum_{i=1}^8 (2-1)} = \frac{0,42}{8} = 0,05.$$

Для проверки адекватности полученной модели согласно экспериментальным данным применен критерий Фишера:

$$F = \frac{\sigma_{\text{ос}}^2}{\sigma_{\text{вос}}^2} = \frac{0,155}{0,05} = 3,1. \quad (3)$$

Для уравнения (3) при числе степеней свободы числителя $f_{\text{ос}} = 4$ и знаменателя $f_{\text{вос}} = 8$ при уровне значимости $\beta = 0,05$ табличное значение критерия Фишера $F_{\text{табл}}$ будет равно значению 3,8 [5].

Следовательно, $F < F_{\text{табл}}$ и условие адекватности выполняется.

Таким образом, линейное уравнение регрессии (2) может быть принято в качестве математической модели системы, так как оно не противоречит опытным данным.

Изучение вклада независимых факторов показывает, что основное влияние на изменение температуры поверхности криогенного трубопровода оказывает скорость ветра. При этом наибольшая температура наблюдается при скорости ветра 6 м/с. Дальнейшее увеличение скорости ветра не приводит к заметному изменению значения температуры.

Степень воздействия внешнего источника теплового излучения довольно велика и заметно зависит от угла наклона поверхности объекта контроля к источнику излучения. В случае воздействия на поверхность контроля прямых солнечных лучей увеличение температуры превышает 10°C.

Так как значения различных факторов могут меняться, то итоговое значение температуры поверхности криогенного трубопровода определяется конкретным их сочетанием.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе представлена практическая комплексная оценка влияния трех независимых факторов на температуру поверхности криогенного трубопровода. К этим факторам относятся скорость ветра, лучистый тепловой поток и температура воздуха, которые влияют на изменение температуры поверхности криогенного трубопровода. Экспериментально по-

лучено уравнение регрессии для определения влияния условий внешней среды на температуру поверхности криогенного трубопровода, которое позволяет учесть разнонаправленность влияния различных факторов условий внешней среды и их конкретное сочетание в отдельно взятой измерительной ситуации на температуру поверхности криогенного трубопровода.

Установлено, что для каждого набора условий внешней среды необходимо рассчитывать температуру поверхности криогенного трубопровода, которая будет определять внешний тепловой поток, идущий к азотному экрану, предназначенный для поддержания температуры сжиженного природного газа.

Список использованных источников

1. Криогенные трубопроводы: от разработки до ввода в эксплуатацию / В. П. Кряковкин [и др.] // Технические газы. – 2014. – № 4. – С. 67–72.
2. Рахманин А. И. Обеспечение безопасности резервуаров для хранения сжиженного природного газа с учетом негативных эксплуатационных факторов : дисс. канд. техн. наук. – М., 2014. – 137 с.
3. Безносов А. А. Оценка эффективности теплоизоляционных покрытий на основе аэрогеля для криогенных технологических трубопроводов СПГ // Транспорт и хранение углеводородов : 2-я международ. научно-техн. конф. : тезисы докладов. – Изд-во ОмГТУ, 2021. – С. 103–104.
4. Сравнение теплоизоляционных систем для СПГ-трубопроводов / Л. В. Иванов [и др.] // Инновационное развитие технологий производства СПГ : всеросс. научная конф. : сб. – М., 2019. – С. 42–45.
5. Жигелей В. С. Основы теории планирования многофакторных испытаний. – СПб. : ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1994. – 109 с.
6. Адлер Ю. П., Маркова Е. В., Грановский Ю. В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. – Изд. второе, перераб. и доп. – М. : Наука, 1976. – 279 с.
7. Планирование эксперимента в исследовании технологических процессов / К. Хартман [и др.]. – М. : Мир, 1977. – 552 с.
8. Физические величины : справочник / А. П. Бабичев [и др.]; под ред. И. С. Григорьева, Е. З. Мейликова. – Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.
9. Полуян М. М., Белянкин В. А., Тихомиров К. О. Методика расчета температуры внешних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции с учетом теплового излучения Земли // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 693. – С. 171–184.

В. В. Карагодин,
доктор технических наук, профессор;
И. В. Хомич

МЕТОД АВТОМАТИЧЕСКОЙ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯТОРА ВОЗБУЖДЕНИЯ НА ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КРИТЕРИЯ ПСЕВДООПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ

В статье в качестве подхода к решению проблемы построения самонастраивающихся регуляторов возбуждения синхронных генераторов предложен метод автоматической настройки параметров регулятора на цифровой модели с использованием критерия останова на основе псевдооптимальных решений.

Выработан ряд практических рекомендаций по применению разработанного метода, а также произведен сравнительный анализ с методами настройки, которые используются в настоящее время на реально эксплуатируемых электрических генераторах.

Ключевые слова: автоматическая настройка параметров, регулятор возбуждения синхронного генератора, качество управления.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время вопрос обеспечения требуемого качества электрической энергии для объектов военной инфраструктуры приобретает особое значение. Это связано в первую очередь с необходимостью обеспечения непрерывности большинства технологических процессов, реализуемых на объектах, а также с уникальностью и сложностью технического оборудования, автоматизированных систем управления, систем безопасности, измерения и контроля. Провалы напряжения и перенапряжения, вызванные подключением либо отключением больших объемов нагрузки, могут привести к снижению производительности оборудования и отключению микропроцессорной техники. При питании объекта от автономного источника электроэнергии – синхронного генератора – длительности провалов напряжения и перенапряжений увеличиваются по сравнению с питанием от Госэнергосистемы.

Основным устройством, призванным обеспечить требуемое качество вырабатываемой синхронным генератором системы автономного электроснабжения электрической энергии, является автоматический регулятор возбуждения. Сейчас широкое распространение получили цифровые параметрические регуляторы возбуждения, параметры которых определяются в результате процедуры настройки. В работе [1] было показано несовершенство существующих методов настройки параметров автоматических регуляторов возбуждения синхронных генераторов, а также недостаточность одного набора параметров регулятора для обеспечения требуемых показателей качества электрической энергии во всех режимах работы системы электроснабжения. В связи с этим актуальным направлением совершенствования систем автономного электроснабжения объектов военной инфраструктуры стало применение в них синхронных генераторов (СГ), оснащенных многорежимными регуляторами возбуждения, что потребовало разработать методы автоматической настройки их параметров.

ЗАДАЧА АВТОМАТИЧЕСКОЙ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯТОРА ВОЗБУЖДЕНИЯ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА

Задача определения параметров регулятора возбуждения СГ, по сути, представляет собой задачу удовлетворения определенных ограничений по отношению к показателям качества электрической энергии как в статических, так и в динамических режимах работы [2, 3]. Так

как в дальнейшем будет подразумеваться, что целью управления является обеспечение требований к показателям качества электрической энергии, то будем называть их показателями качества управления и задавать в виде следующих неравенств:

$$g_i(\mathbf{p}) \leq g_i^{\text{доп}}, \quad (1)$$

где $g_i(\mathbf{p})$ – значение i -го показателя качества управления;
 $g_i^{\text{доп}}$ – предельно допустимое значение i -го показателя качества управления;
 $\mathbf{p}$ – вектор параметров регулятора.

Учет ограничений (1) задает в пространстве параметров регулятора возбуждения P некоторую область допустимых значений параметров $D_p \subseteq P$. Значит, задача может быть сформулирована следующим образом: *найти хотя бы один набор параметров регулятора возбуждения синхронного генератора $\mathbf{p}$, принадлежащий области допустимых значений параметров D_p .*

Основную сложность при решении данной задачи представляет невозможность аналитического построения области D_p . Теоретические методы настройки параметров регуляторов обычно не позволяют определить значения параметров, которые попадали бы в область допустимых значений. Для того чтобы решить задачу, даже имея некоторое начальное приближение к значениям параметров регулятора, необходимо определить направление движения в пространстве параметров регулятора P . Для этого исходную задачу сведем к задаче условной оптимизации

$$\min_{\mathbf{p} \in P} \Xi(\mathbf{p}) \quad \text{при условии } \mathbf{g}(\mathbf{p}) \leq \mathbf{g}^{\text{доп}}. \quad (2)$$

Практически все методы решения задач условной оптимизации основаны на сведении исходной задачи к задаче безусловной оптимизации. Однако существующие методы [4, 5] обладают рядом недостатков, среди которых можно особенно выделить свойство останавливать решение на границе допустимой области, что определяет низкую робастность указанных методов оптимизации как к ошибкам, возникающим при вычислениях, так и к неточностям математических моделей реальной системы. Для самонастраивающихся в масштабе реального времени систем управления критерий останова настройки во многом определяет не только получаемое качество системы управления, но и ее гибкость. Таким образом, критерий останова в какой-то степени определяет баланс между числом итераций, затрачиваемых на получение решения задачи, и качеством этого решения.

Существенной особенностью процесса настройки системы регулирования практически любой технической системы является невозможность реализации итерационного процесса на реальном объекте, что связано с рядом практических ограничений. В связи с этим для настройки и апробации параметров регулятора должна использоваться цифровая модель синхронного генератора [6], в основе которой лежит математическая модель, реализованная в виде программного кода.

Ограничения (1) задают для цифровой модели синхронного генератора собственную область допустимых значений $D_p^{\text{цм}}$, которая в большинстве случаев не совпадает с D_p . Вследствие невозможности учета всех физических процессов, любая математическая модель синхронного генератора всегда будет лишь некоторым приближением к реальной системе. Учитывая, что остановка решения происходит на границе области $D_p^{\text{цм}}$, обычно нельзя утверждать, что выполнение условий-ограничений (1) для цифровой модели гарантирует выполнение этих же условий для реальной системы.

КРИТЕРИЙ ОСТАНОВА ПРОЦЕССА НАСТРОЙКИ НА ОСНОВЕ ПСЕВДООПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ

Одним из возможных решений данной проблемы является обоснованное сужение области $D_p^{\text{им}}$, которое позволило бы попасть во внутреннюю часть области допустимых значений параметров D_p для реальной системы. Для сужения области $D_p^{\text{им}}$ может быть использовано завышение требований условий-ограничений, т. е. при оптимизации параметров регулятора возбуждения синхронного генератора на цифровой модели необходимо пользоваться условиями $g(p) \leq g' < g^{\text{доп}}$.

Для того чтобы обосновать конкретные значения условий-ограничений g' , возможно обратиться к теории оптимального управления. В большинстве случаев теория оптимального управления не дает возможности непосредственно находить такие системы, которые могут быть воплощены в реальные конструкции, однако она позволяет определять оптимальные математические операции над входными сигналами, при которых достигается теоретический предел возможного качества системы автоматического управления при данных условиях ее работы [7]. Следовательно, оптимальный процесс может служить для оценивания близости к оптимальной уже спроектированной системы, а в данном случае – для оценивания предельных значений показателей качества (1).

Исходя из того, что среди основных требований к системе автоматического регулирования возбуждения можно выделить необходимость уменьшения длительностей провалов напряжения и перенапряжений, то в качестве эталонной задачи будем рассматривать задачу оптимального быстрогодействия [8] для некоторой линейной системы вида

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases}, \quad (3)$$

где A, B, C – матрицы системы, управления и выхода соответственно;
 x – вектор переменных состояния;
 u – вектор управления;
 y – вектор выходных переменных.

Система (3) может быть получена исходя из моделирования динамики реального объекта с помощью цифровой модели синхронного генератора [9]. Порядок системы (3) в таком случае определяется на основании минимизации информационного критерия [10] среди моделей с различным числом параметров. Для динамических систем наилучшее соотношение между порядком модели и качеством приближения позволяет получить байесовский информационный критерий (BIC), который имеет следующий вид:

$$BIC = N \ln \left(\det \left(\frac{1}{N} e^T e \right) \right) + N (\ln(2\pi) + 1) + n_p \ln N, \quad (4)$$

где N – число точек сравнения выхода реального объекта и модели;
 e – вектор ошибки модели;
 n_p – число свободных параметров модели.

Решением задачи оптимального быстрогодействия для системы (3) является вектор длительностей интервалов постоянства управления $t^{\text{opt}} = (t_1 \ \cdots \ t_n)$, а также значения управляющего воздействия на этих интервалах $u^{\text{opt}} = (u_1 \ \cdots \ u_n)$. Применяя полученное управление к цифровой модели синхронного генератора, можно получить псевдооптимальные значения показателей качества управления $g(t^{\text{opt}}, u^{\text{opt}}) = g^{\text{psopt}}$.

Однако непосредственное применение псевдооптимальных значений g^{psopt} в качестве ограничений g'_i является неоправданным решением. Как уже было сказано ранее, оптимальное управление может служить в качестве эталона, однако оно не может быть реализовано с помощью параметрического регулятора, динамика которого существенно ограничена. В связи с этим в качестве условий-ограничений g'_i необходимо рассматривать некоторые функции от псевдооптимальных значений $\beta_i(g_i^{psopt})$, которые будем называть функциями доверия к цифровой модели. В общем случае выбор функций $\beta_i(g_i^{psopt})$ является произвольным и определяется решением лица, производящего настройку параметров. Так, например, для условия-ограничения на перерегулирование σ может быть использована функция

$$\beta(\sigma^{psopt}) = \max(1, 1 \cdot \sigma^{psopt}; 0, 05),$$

которая показывает, что допускается отклонение от оптимального перерегулирования на 10%, если оно превосходит перерегулирование в 5%, и если оптимальное перерегулирование меньше 4,5%, то нас устроит любое перерегулирование в пределах 5% от номинального значения.

Для того чтобы записать в общем виде критерий останова итерационного процесса на основе псевдооптимальных решений, введем следующую функцию:

$$\Lambda(\mathbf{p}) = \sum_{i=1}^m \Lambda_i(\mathbf{p}), \quad (5)$$

$$\text{где } \Lambda_i(\mathbf{p}) = \begin{cases} 0, & g_i(\mathbf{p}) \leq \beta_i(g_i^{psopt}) \\ 1, & g_i(\mathbf{p}) > \beta_i(g_i^{psopt}) \end{cases}.$$

Тогда условие останова может быть записано в виде

$$\Lambda(\mathbf{p}) = 0.$$

Полученное условие позволяет останавливать решение внутри области допустимых значений параметров реального объекта D_p , производя при этом оптимизацию параметров на цифровой модели.

АЛГОРИТМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯТОРА ВОЗБУЖДЕНИЯ НА ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КРИТЕРИЯ ПСЕВДООПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ

Порядок применения указанного метода оптимизации параметров регулятора возбуждения можно представить в виде следующих шагов.

Шаг 1. Определение режимов работы синхронного генератора в зависимости от реализуемого на объекте технологического процесса.

Шаг 2. Определение целевой функции $\Xi(\mathbf{p})$ задачи настройки параметров регулятора возбуждения синхронного генератора. В качестве целевых функций для оптимизации параметров регулятора наибольшее распространение получили интегралы от некоторых функций ошибки [6, 11].

Шаг 3. Определение условий-ограничений (1) для характеристик переходного процесса в системе электроснабжения.

Шаг 4. Построение цифровой модели синхронного генератора, работающего на переменную нагрузку.

Шаг 5. Определение для каждого режима работы линейных моделей в переменных состоянии вида

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_r = A_r \mathbf{x}_r + B_r u \\ y = C_r \mathbf{x}_r \end{cases}, \quad (6)$$

где A_r, B_r, C_r – матрицы системы, управления и выхода соответственно в r -м режиме работы;

$\mathbf{x}_r$ – вектор переменных состояния в r -м режиме работы, $\mathbf{x}_r = (x_1 \ \dots \ x_{n_r})$;

u – управляющее воздействие;

y – выходная координата;

n_r – порядок системы дифференциальных уравнений в r -м режиме работы.

Для того чтобы получить набор моделей вида (6), необходимо задаться максимальным порядком системы дифференциальных уравнений $n_r^{\max}$, а также некоторым управлением $u(t)$. В качестве управления $u(t)$ предлагается выбирать чередующийся набор граничных значений управления $u_{\max}$ и $u_{\min}$ случайной длины. Такое предложение связано с тем, что модель типа (6) используется только для поиска оптимального по быстродействию управления, которое для линейных систем является релейным и принимает только граничные значения из области допустимых управлений. Следовательно, наибольший интерес представляет реакция цифровой модели именно на такие управляющие воздействия.

Применяя управление к цифровой модели синхронного генератора и набору моделей типа (6), можно получить значения выходных координат $y_r^{\text{ИМ}}(t), y_r^1(t), \dots, y_r^{n_r^{\max}}(t)$, которые затем используются для поиска параметров $A_r^i, B_r^i, C_r^i, i = 1 \dots n_r^{\max}$.

Конкретное значение n_r выбирается затем на основании информационного критерия (4).

Для корректной постановки задачи линейного быстродействия необходимо задать граничные условия для переменных состояния. Начальное условие для выходной координаты y^0 определяется как наиболее вероятное значение напряжения при переходе генератора в данный режим работы. Начальные условия для переменных состояния $\mathbf{x}_r^0$ могут быть получены путем псевдообращения [12] матрицы C_r , т. е. $\mathbf{x}_r^0 = C_r^+ y^0$, где C_r^+ – псевдообратная к C_r матрица. Таким же образом могут быть получены конечные условия $\mathbf{x}_r^f$, исходя из требуемого значения напряжения синхронного генератора.

Шаг 6. Построение решения задачи оптимального быстродействия для системы (6) в виде вектора длительностей интервалов постоянства управления $\mathbf{t}_r^{\text{opt}} = (t_1 \ \dots \ t_{n_r})$, а также значения управляющего воздействия на этих интервалах $\mathbf{u}_r^{\text{opt}} = (u_1 \ \dots \ u_{n_r})$.

Решение задачи оптимального быстродействия может быть произведено на основании работы [13].

Шаг 7. Определение псевдооптимальных значений $\mathbf{g}(\mathbf{t}_r^{\text{opt}}, \mathbf{u}_r^{\text{opt}}) = \mathbf{g}^{\text{psopt}}$ при использовании оптимального управления на цифровой модели синхронного генератора.

Шаг 8. Задание функций доверия к цифровой модели $\beta_i(g_i^{\text{psopt}})$ и формирование критерия останова $\Lambda(\mathbf{p}) = 0$ для каждого режима работы по выражению (5).

Шаг 9. Определение требуемых параметров регулятора на основе оптимизации целевой функции $\Xi(\mathbf{p})$ до достижения условия $\Lambda(\mathbf{p}) = 0$.

ПРИМЕР РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДА АВТОМАТИЧЕСКОЙ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯТОРА ВОЗБУЖДЕНИЯ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА

Для примера рассмотрим работу системы электроснабжения, состоящей из автономного источника электрической энергии – синхронного генератора и комплекса статических нагрузок, структурная схема которой показана на рис. 1.

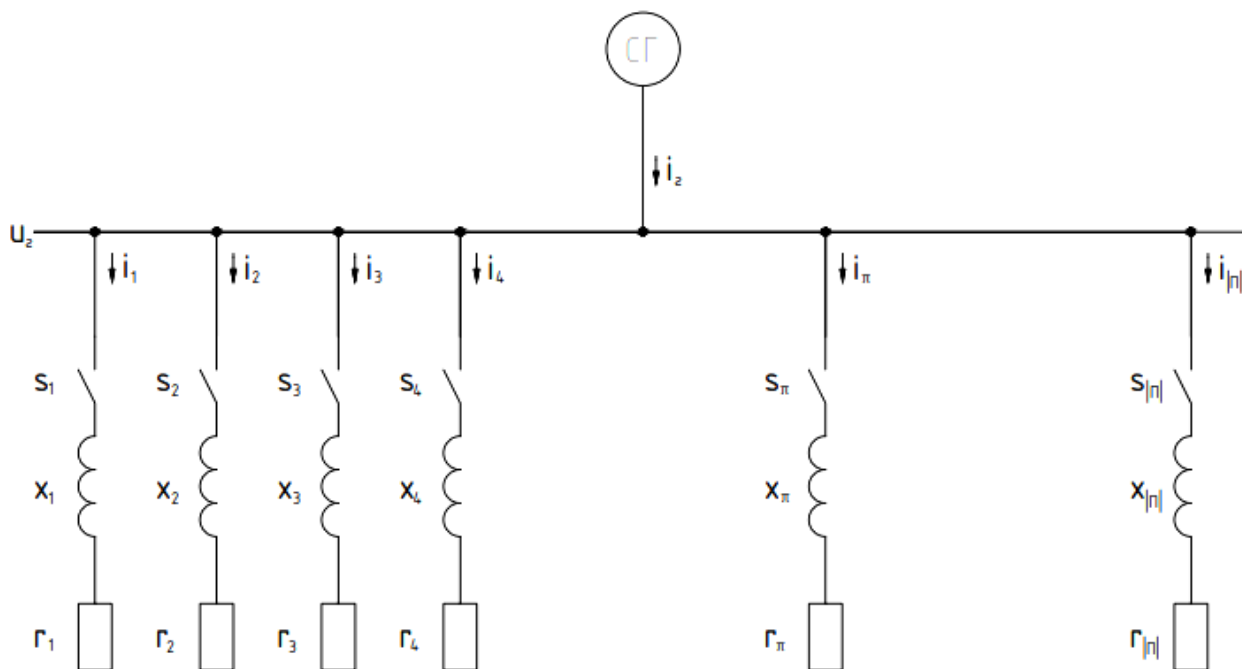


Рис. 1. Структурная схема простейшей системы автономного электроснабжения

Шаг 1. В первую очередь необходимо определить режимы работы синхронного генератора в системе автономного электроснабжения. Особенностью указанной системы является зависимость состояния ключей s_{π} , определяющих включен ли данный потребитель в работу, от времени, т. е. $s_{\pi} = s_{\pi}(t)$. Зависимость изменения состояния структуры комплекса потребителей $s(t) = (s_1, \dots, s_{\pi}, \dots, s_{|\Pi|})$ определяется технологическим процессом, в котором они участвуют. Это, в свою очередь, приводит к возникновению ряда сложностей при анализе и моделировании работы систем электроснабжения, а также при выборе и настройке параметров системы автоматического регулирования возбуждения синхронного генератора, так как даже для простейшей системы электроснабжения, изображенной на рис. 1, суммарное число возможных состояний комплекса потребителей составляет $2^{|\Pi|}$. При попытке учета того, что каждый потребитель может оказаться в аварийном состоянии, суммарное число состояний структуры возрастает до $3^{|\Pi|}$ (для $|\Pi| = 10$, $3^{|\Pi|}$ в 60000 раз больше, чем $2^{|\Pi|}$).

Выбор в качестве режимов работы синхронного генератора различных состояний структуры комплекса потребителей является нерациональным решением еще и в силу незначительного отличия отклонений показателей качества электроэнергии при малом изменении состояния структуры комплекса потребителей.

Вместо указанного множества режимов предлагается рассматривать некоторые обобщенные режимы работы генератора, которые соответствуют подмножествам состояний структу-

ры комплекса потребителей, что позволит на порядок снизить число решаемых задач определения параметров регулятора.

Для того чтобы выделить тем или иным образом режимы работы, существуют несколько возможных вариантов:

- непосредственная запись переходных процессов в системе электроснабжения в ходе реализации технологического процесса с использованием измерительной аппаратуры;
- использование априорной информации о работе системы электроснабжения (параметры потребителей электрической энергии, данные о технологическом процессе) и последующее моделирование переходных процессов на основании имеющихся данных с применением наиболее точных имитационных моделей;
- при существенном недостатке априорной информации возможность сделать предположения о наиболее вероятных состояниях структуры комплекса потребителей либо о некоторых их параметрах (например, о суммарной мощности потребителей), после чего с учетом данных предположений осуществляется имитационное моделирование.

Предположим, что нам известен процесс изменения состояния структуры комплекса потребителей, а также параметры потребителей, непосредственно участвующих в реализации технологического процесса, однако непосредственная запись переходных процессов нам недоступна. В связи с этим необходима «эталонная» математическая модель системы, показанной на рис. 1, достаточно точная для воспроизведения с ее помощью реальных переходных процессов. В качестве такой модели наибольшее распространение получили модели, основанные на уравнениях Парка – Горева [14, 15], так как они учитывают все основные электромагнитные и электромеханические процессы в синхронной машине [17],

$$\left\{ \begin{array}{l} \omega_0^{-1} \frac{d\psi_d}{dt} + \psi_q (1 + s) - r i_d = v_d \\ -\omega_0^{-1} \frac{d\psi_q}{dt} + \psi_d (1 + s) - r i_q = v_q \\ T_{d0} \frac{d\psi_f}{dt} + e_f = v_f \\ T_{rd} \frac{d\psi_{rd}}{dt} + e_{rd} = 0 \\ T_{rq} \frac{d\psi_{rq}}{dt} + e_{rq} = 0 \\ \psi_d = e_{id}^{sat} - x_s i_d \\ \psi_q = x_q i_q + e_{rq} \\ \psi_f = \frac{x_{fs}}{x_f} e_f + \frac{x_{ad}}{x_f} e_{id}^{sat} \\ \psi_{rd} = \frac{x_{rds}}{x_{rd}} e_{rd} + \frac{x_{ad}}{x_{rd}} e_{id}^{sat} \\ \psi_{rq} = e_{rq} + \frac{x_{aq}^2}{x_{rq}} i_q \\ T_J \frac{ds}{dt} + \psi_d i_q + \psi_q i_d = m_{DE} \\ e_{id}^{sat} = f(e_f - x_{ad} i_d + e_{rd}) \end{array} \right. , \quad (7)$$

где $v_d, v_q, i_d, i_q, \psi_d, \psi_q$ – напряжения, токи и потокосцепления статора по продольной и поперечной осям соответственно, о. е.;

v_f, e_f, ψ_f – напряжение, электродвижущая сила и потокосцепление обмотки возбуждения, о. е.;

- $e_{rd}, e_{rq}, \Psi_{rd}, \Psi_{rq}$ — электродвижущие силы и потокосцепления демпферных контуров по продольной и поперечной осям соответственно, о. е.;
 e_{id}^{sat} — внутренняя насыщенная электродвижущая сила по продольной оси, о. е.;
 s — скольжение вала синхронного генератора, о. е.;
 $f(\cdot)$ — характеристика холостого хода синхронного генератора, о. е.;
 T_{d0} — постоянная времени обмотки возбуждения, с;
 T_{rd}, T_{rq} — постоянные времени демпферных контуров по продольной и поперечной осям соответственно, с;
 T_J — постоянная времени вала синхронного генератора, с;
 $x_s, x_q, x_{ad}, x_{aq}, x_f,$
 $x_{fs}, x_{rd}, x_{rds}, x_{rq}, r$ — параметры синхронного генератора, о. е.;
 m_{DE} — момент, приложенный к валу синхронного генератора, о. е.;
 ω_0 — синхронная скорость вращения, с⁻¹;

$$\begin{cases} s_{\pi} v_d = r_{\pi} i_{d\pi} + \frac{x_{\pi}}{\omega_0} \frac{di_{d\pi}}{dt} - x_{\pi} i_{q\pi} (1-s) \\ s_{\pi} v_q = r_{\pi} i_{q\pi} + \frac{x_{\pi}}{\omega_0} \frac{di_{q\pi}}{dt} + x_{\pi} i_{d\pi} (1-s) \end{cases}, \quad (8)$$

- где $i_{d\pi}, i_{q\pi}$ — токи π -й статической нагрузки по продольной и поперечной осям соответственно, о. е.;
 x_{π}, r_{π} — реактивное и активное сопротивления π -й статической нагрузки, о. е.;
 s_{π} — состояние π -й статической нагрузки (если нагрузка подключена, то $s_{\pi} = 1$, и если — нет, то $s_{\pi} = 0$).

Для иллюстрации работы метода рассмотрим систему с переменной структурой, состоящей из четырех потребителей, т. е. примем, что $\Pi = \{1, 2, 3, 4\}$. Паспортные параметры синхронного генератора примем следующими: $x_d = 1,153$ о. е., $x'_d = 0,193$ о. е., $x''_d = 0,119$ о. е., $x_q = 0,648$ о. е., $x'_q = 0,151$ о. е., $x_s = 0,073$ о. е., $T_{d0} = 2,25$ с, $T'_d = 0,376$ с, $T''_d = 0,01$ с, $r = 0,0012$ о. е., $r_f = 0,198$ о. е.

Остальные параметры для системы уравнения (7) могут быть получены на основании соотношений, приведенных, например, в [17]. Параметры потребителей примем следующими: $x_1 = 1,78$ о. е., $r_1 = 1,33$ о. е., $x_2 = 1,65$ о. е., $r_2 = 1,875$ о. е., $x_3 = 6$ о. е., $r_3 = 8$ о. е., $x_4 = 2,18$ о. е., $r_4 = 4,51$ о. е.. Подключение и отключение потребителей в системе происходит по закону $s(t)$, пример

Переходные процессы в системе электроснабжения, соответствующие процессу изменения состояния структуры комплекса потребителей $s(t)$, представленному на рис. 2, показаны на рис. 3. Для регулирования возбуждения использовался ПИД-регулятор возбуждения с параметрами $\mathbf{p} = (k_p; k_I; k_D) = (1,649; 0,7324; 0)$, полученными на основании [18], и предельными допустимыми значениями управляющего воздействия $u_{\max} = 3$ о. е. и $u_{\min} = 0$ о. е. реализации которого в системе электроснабжения приведен на рис. 2.

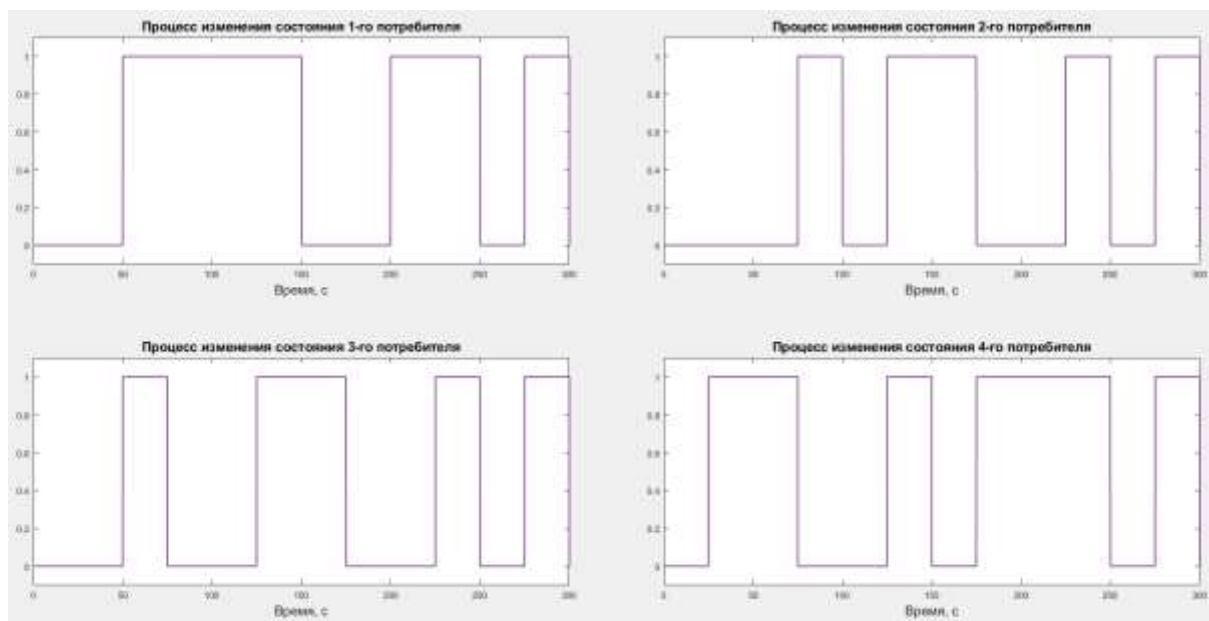


Рис. 2. Реализация процесса изменения состояния структуры комплекса потребителей

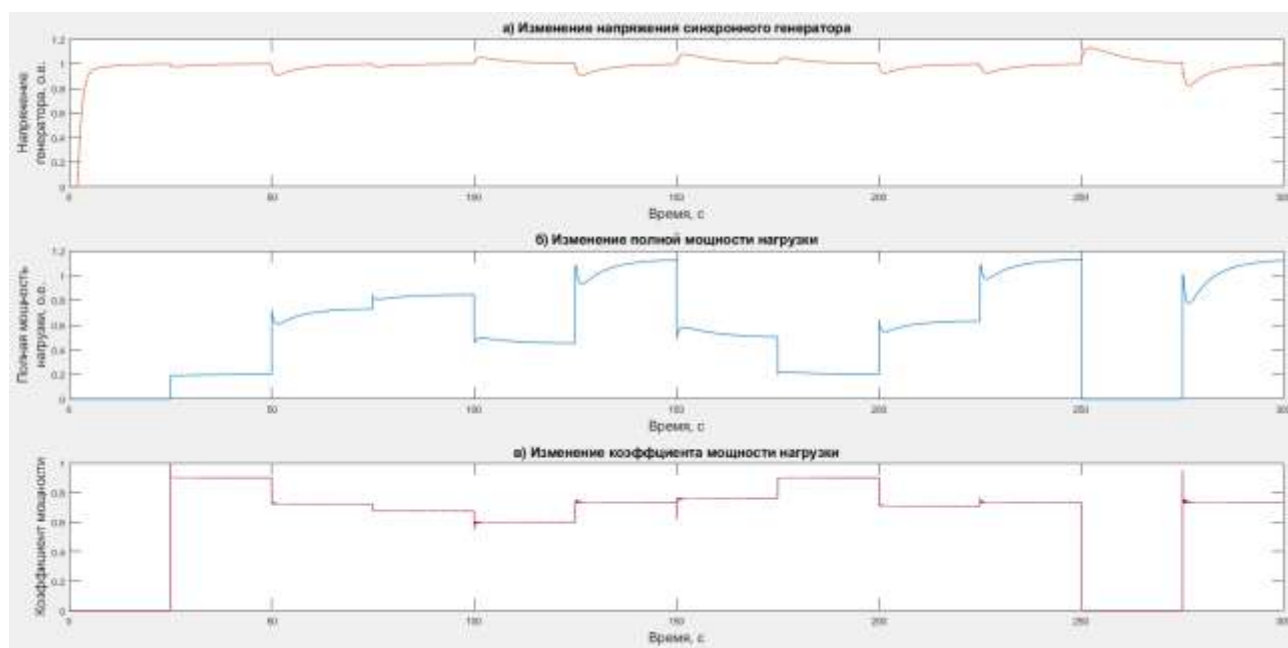


Рис. 3. Переходные процессы в системе автономного электроснабжения:
а – процесс изменения напряжения синхронного генератора; б – процесс изменения
полной мощности нагрузки; в – процесс изменения коэффициента
мощности нагрузки

Наиболее логичным подходом к построению режимов работы синхронного генератора в данной системе автономного электроснабжения является разделение на основании значений параметров нагрузки и значения напряжения синхронного генератора в начале переходного процесса, вызванного изменением нагрузки. Исходя из анализа переходных процессов в системе электроснабжения, можно выделить три типовых подмножества для множества измеряемых параметров нагрузки $\hat{Z}$ и три подмножества для значений напряжения генератора Z^0 , представленных на рис. 4 и 5.

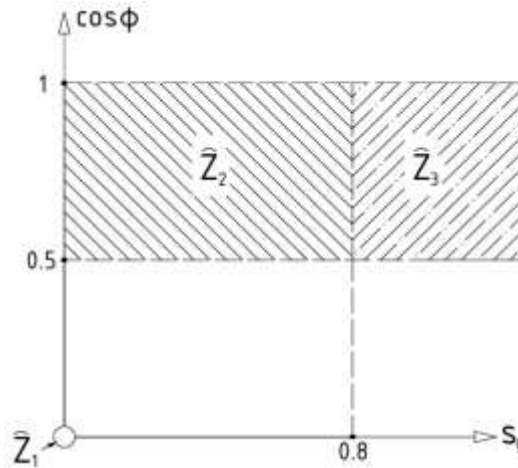


Рис. 4. Разделение множества измеряемых параметров нагрузки на подмножества

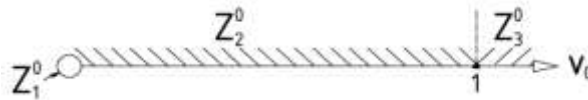


Рис. 5. Разделение множества начальных значений напряжения синхронного генератора на подмножества

Всего существуют девять комбинаций подмножеств Z_α^0 и $\hat{Z}_\beta$. Каждая комбинация $Z_\alpha^0 \times \hat{Z}_\beta$ определяет некоторый режим работы, каждый из которых в дальнейшем будем обозначать OM_i (от англ. *operating mode*). В результате режим работы можно определить следующим образом: $OM_{\alpha+3(\beta-1)} : \langle v_g^0, s_g, \cos \phi \rangle \in Z_\alpha^0 \times \hat{Z}_\beta$. Однако, исходя из анализа процессов на «эталонной» модели (рис. 3) и подмножеств измеряемых параметров нагрузки и начальных значений напряжения синхронного генератора (рис. 4 и 5), можно заключить, что некоторые режимы являются невозможными и не реализуются в системе. В связи с этим в качестве режимов работы могут быть выделены следующие подмножества:

- режим работы $OM_1 : \langle v_g^0, s_g, \cos \phi \rangle \in Z_1^0 \times \hat{Z}_1 = \{v_g^0 = 0, s_g = 0, \cos \phi = 0\}$;
- режим работы $OM_3 : \langle v_g^0, s_g, \cos \phi \rangle \in Z_3^0 \times \hat{Z}_1 = \{v_g^0 \geq 1, s_g = 0, \cos \phi = 0\}$;
- режим работы $OM_5 : \langle v_g^0, s_g, \cos \phi \rangle \in Z_2^0 \times \hat{Z}_2 = \{v_g^0 \in (0; 1), s_g \in (0; 0.8), \cos \phi \in (0.5; 1)\}$;
- режим работы $OM_6 : \langle v_g^0, s_g, \cos \phi \rangle \in Z_3^0 \times \hat{Z}_2 = \{v_g^0 \geq 1, s_g \in (0; 0.8), \cos \phi \in (0.5; 1)\}$;
- режим работы $OM_8 : \langle v_g^0, s_g, \cos \phi \rangle \in Z_2^0 \times \hat{Z}_3 = \{v_g^0 \in (0; 1), s_g \geq 0.8, \cos \phi \in (0.5; 1)\}$.

Шаг 2. В качестве целевой функции $\Xi(\mathbf{p})$ для всех режимов работы будем использовать сумму интеграла от функции ошибки и взвешенной нормы параметров регулятора возбуждения

$$\Xi(\mathbf{p}) = \mathfrak{Z}(\mathbf{p}, \mu_1) + \mu_2 \|\mathbf{p}\|_2, \quad (9)$$

где $\mathfrak{Z}(\mathbf{p}, \mu_1)$ – интеграл от функции ошибки регулирования,

$$\mathfrak{Z}(\mathbf{p}, \mu_1) = \int_0^{t_f} (t |e(t)| + \mu_1 R(t)) dt,$$

где $R(t)$ – функция колебательности, при этом

$$R(t) = \max \left(e(t) \frac{de(t)}{dt}, 0 \right);$$

$\|\mathbf{p}\|_2$ – 2-я норма параметров регулятора,

$$\|\mathbf{p}\|_2 = \sqrt{\mathbf{p}^T \mathbf{p}};$$

μ_1, μ_2 – положительные константы, определяющие значимость значений функции колебательности и нормы вектора параметров регулятора соответственно.

Целевая функция (9) косвенно отражает такие свойства системы автоматического управления, как точность, быстродействие, устойчивость [6].

Значения констант $\mu_1 = 10$ и $\mu_2 = 0,5$ выбраны на основании проведенных экспериментов таким образом, чтобы уравнивать вклад отдельных составляющих целевой функции.

Шаг 3. Определим ограничения на показатели качества управления (1). Как такие ограничения выступают следующие неравенства:

$g_1(\mathbf{p}) = t_f < t_f^{\text{доп}} = g_1^{\text{доп}}$ – ограничение на длительность переходного процесса;

$g_2(\mathbf{p}) = \sigma = \frac{\max_{\text{sign}(\Delta v_g \cdot \Delta v_g(0))=-1} |\Delta v_g|}{\Delta v_g(0)} \leq \sigma^{\text{доп}} = g_2^{\text{доп}}$ – ограничение на перерегулирование;

$g_3(\mathbf{p}) = |\Delta v_g(t_f)| < \Delta^{\text{доп}} = g_3^{\text{доп}}$ – ограничение на установившееся отклонение напряжения синхронного генератора в конце переходного процесса.

Для простоты будем считать, что для всех режимов работы ограничения одинаковы, хотя в общем случае это не так и для некоторых режимов значения $g_i^{\text{доп}}$ отличаются. На основании [3] допустимые величины условий-ограничений выбраны следующими: $g^{\text{доп}} = (t_f^{\text{доп}} \quad \sigma^{\text{доп}} \quad \Delta^{\text{доп}}) = (3 \quad 0.1 \quad 0.01)$.

Дополнительно в качестве ограничения предлагается использовать значения интеграла от функции ошибки регулирования $\mathfrak{Z}(\mathbf{p}, \mu)$. Допустимое значение для данного интеграла не задается, однако, в силу используемого в методе подхода, возможно использование функции псевдооптимального значения интеграла $\mathfrak{Z}^{\text{psopt}}$ в качестве ограничения.

Шаг 4. Для каждого режима работы необходимо теперь найти такие параметры регулятора, чтобы ограничения (1) были выполнены в совокупности для некоторой цифровой модели синхронного генератора. Такая цифровая модель может быть получена из различных соображений (например, модель на основе рекуррентных нейронных сетей [6], модель на основе нейронных сетей с прямым распространением сигнала [19] и т. д.). В данной статье в качестве цифровой модели предлагается рассмотреть упрощенный вариант нелинейных систем (7) и (8). В работах [16, 17] обоснован ряд упрощений систем уравнений (7) и (8), среди которых можно выделить:

– пренебрежение насыщением магнитных цепей, т. е. $f(e_f - x_{ad} i_d + e_{rd}) = e_f - x_{ad} i_d + e_{rd}$;

– пренебрежение влиянием демпферных контуров;

– пренебрежение влиянием трансформаторных электродвижущих сил, т. е. $\frac{d\psi_d}{dt} = 0$,

$$\frac{d\psi_q}{dt} = 0;$$

– пренебрежение активным сопротивлением статора, т. е. $r = 0$

– пренебрежение скольжением вала синхронного генератора, т. е. $s = 0$;

– пренебрежение постоянной времени статической нагрузки, т. е. $T_\pi = \frac{x_\pi}{\omega_0 r_\pi} = 0$;

– в качестве нагрузки принимается некоторая обобщенная нагрузка, параметры которой вычисляются на основе данных измерений, т. е. $r = \frac{v_g^2 \cos \varphi}{s_g}$, $x = \frac{v_g^2 \sin \varphi}{s_g}$, где s_g – полная мощность синхронного генератора в о. е., φ – угол сдвига по фазе между напряжением и током синхронного генератора в градусах и v_g – напряжение генератора в о. е., измеренные в некоторый момент времени t .

С учетом указанных допущений системы уравнений (7) и (8) принимают следующий вид:

$$\begin{cases} \Psi_q = v_d \\ \Psi_d = v_q \\ T_{d0} \frac{d\Psi_f}{dt} + e_f = v_f \\ \Psi_d = e_f - x_d i_d \\ \Psi_q = x_q i_q \\ \Psi_f = e_f - \frac{x_{ad}^2}{x_f} i_d \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} v_d = \frac{\cos \varphi \cdot v_g^2 \cdot i_d}{s_g} - \frac{\sin \varphi \cdot v_g^2 \cdot i_q}{s_g} \\ v_q = \frac{\cos \varphi \cdot v_g^2 \cdot i_q}{s_g} + \frac{\sin \varphi \cdot v_g^2 \cdot i_d}{s_g} \end{cases} \quad (11)$$

Выразим токи i_d , i_q из уравнения (11) через напряжения статора генератора по продольной и поперечной осям v_d , v_q :

$$\begin{cases} i_d = s_g \cos \varphi \cdot v_g^2 \cdot v_d + s_g \sin \varphi \cdot v_g^2 \cdot v_q \\ i_q = -s_g \sin \varphi \cdot v_g^2 \cdot v_d + s_g \cos \varphi \cdot v_g^2 \cdot v_q \end{cases} \quad (12)$$

Объединяя системы уравнений (10) и (12) и производя ряд алгебраических преобразований, получим выражения для определения напряжения статора синхронного генератора по продольной и поперечной осям:

$$\begin{cases} v_d = \frac{\frac{x_q s_g v_g^2 \cos \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \left(1 + x_d v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right)^{-1}}{T_{d0} \left(1 + x_d' v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right) \left(1 + x_d v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right)^{-1} p + 1} v_f \\ v_q = \frac{\left(1 + x_d v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right)^{-1}}{T_{d0} \left(1 + x_d' v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right) \left(1 + x_d v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right)^{-1} p + 1} v_f \end{cases} \quad (13)$$

Введем следующие обозначения:

$$k_d(v_g, s_g, \cos \varphi) = \frac{x_q s_g v_g^2 \cos \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \left(1 + x_d v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right)^{-1} \quad (14)$$

$$k_q(v_g, s_g, \cos \varphi) = \left(1 + x_d v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right)^{-1} \quad (15)$$

$$T_g(v_g, s_g, \cos \varphi) = T_{d0} \left(1 + x_d' v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right) \left(1 + x_d v_g^2 \frac{x_q s_g^2 v_g^2 + s_g \sin \varphi}{1 + x_q s_g v_g^2 \sin \varphi} \right)^{-1} \quad (16)$$

Используя введенные обозначения (14)–(16), систему уравнений (13) можно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} v_d = \frac{k_d(v_g, s_g, \cos \varphi)}{T_g(v_g, s_g, \cos \varphi)p + 1} v_f \\ v_q = \frac{k_q(v_g, s_g, \cos \varphi)}{T_g(v_g, s_g, \cos \varphi)p + 1} v_f \end{cases} \quad (17)$$

Возведем уравнения системы (17) в квадрат и сложим друг с другом, учитывая, что $v_g = \sqrt{v_d^2 + v_q^2}$. Тогда получим

$$v_g = \frac{\sqrt{k_d^2(v_g, s_g, \cos \varphi) + k_q^2(v_g, s_g, \cos \varphi)}}{T_g(v_g, s_g, \cos \varphi)p + 1} v_f = \frac{k_g(v_g, s_g, \cos \varphi)}{T_g(v_g, s_g, \cos \varphi)p + 1} v_f \quad (18)$$

Уравнение (18) в дальнейшем будет использоваться в качестве цифровой модели синхронного генератора, работающего на изменяющуюся статическую активно-индуктивную нагрузку. Резкое изменение s_g или $\cos \varphi$ является следствием отключения или подключения потребителей, поэтому при превышении некоторого порога абсолютной скорости изменения одного из измеряемых параметров параметры модели $k_g(v_g, s_g, \cos \varphi)$ и $T_g(v_g, s_g, \cos \varphi)$ должны быть пересчитаны. За начальное значение напряжения генератора v_g^0 для конкретного режима работы предлагается принимать среднее значение наибольших отклонений напряжения для реального объекта в данном режиме работы.

Шаг 5. Получим модели в переменных состояния (6) для каждого режима работы. В качестве $n_r^{\max}$ для всех режимов принято значение $n_r^{\max} = 3$. Результаты определения порядка и параметров моделей типа (6) на основании информационного критерия BIC (4) для каждого режима работы приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Параметры моделей синхронного генератора в переменных состояния
в различных режимах работы**

Режим работы	Порядок системы n_r	Матрица системы A	Матрица управления B	Матрица выхода C	Граничные условия $(y^0 \ y^f)$
OM_1	1	-0,4473	1	0,4471	(0; 1)
OM_3	1	-0,4474	1	0,4473	(1,18; 1)
OM_5	1	-0,6193	1	0,4214	(0,92; 1)
OM_6	1	-0,6961	1	0,4113	(1,1; 1)
OM_8	1	-0,6818	1	0,4191	(0,85 1)

Шаг 6. Для каждой модели типа (6) на основании [13] строится оптимальное по быстродействию управление. В соответствии с [13] оптимальное управление будет представлять собой кусочно-постоянную функцию, принимающую только граничные значения из области допустимых управлений. Число интервалов постоянства управления определяется в соответствии с теоремой об n -интервалах [8] и для систем из табл. 1 равно одному. Длительности интервалов оптимального по быстродействию управления и соответствующие управляющие воздействия приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты решения задачи оптимального быстродействия в различных режимах работы синхронного генератора

Режим работы	OM_1	OM_3	OM_5	OM_6	OM_8
Оптимальное время t , с	0,9069	0,3699	0,1195	0,1369	0,2401
Управление $u(t)$	$u(t) = 3$	$u(t) = 0$	$u(t) = 3$	$u(t) = 0$	$u(t) = 3$

Шаг 7. В результате применения оптимального управления (табл. 2) к цифровой модели получены псевдооптимальные показатели качества управления, которые приведены в табл. 3

Таблица 3

Псевдооптимальные показатели качества управления

Режим работы	Перерегулирование σ^{psopt} , о. е.	Время переходного процесса t_f^{psopt} , с	Установившееся отклонение управляемой величины Δ^{psopt} , о. е.	Псевдооптимальное значение целевой функции $\mathfrak{Z}^{psopt}$
OM_1	0	0,9069	-0,009	0,1243
OM_3	0	0,3699	0,007	0,0040
OM_5	0	0,1195	0,002	0,0002
OM_6	0	0,1369	-0,004	0,0003
OM_8	0	0,2401	0,005	0,0014

Шаг 8. В качестве функций доверия к цифровой модели предлагается использовать следующие функции от псевдооптимальных показателей качества управления:

$$\left\{ \begin{aligned} \beta_1(\sigma^{psopt}) &= \max(1,1 \cdot \sigma^{psopt}; 0,05) \\ \beta_2(t_f^{psopt}) &= \left(1 + \frac{0,0008}{(t_f^{psopt})^2} \right) t_f^{psopt} \\ \beta_3(\Delta^{psopt}) &= \min(0,01; \Delta^{psopt}) \\ \beta_4(\mathfrak{Z}^{psopt}) &= \left(1 + \frac{0,1}{(\mathfrak{Z}^{psopt})^{2,1}} \right) \mathfrak{Z}^{psopt} \end{aligned} \right. .$$

Вид функции доверия для перерегулирования был обоснован выше. Функция доверия для установившегося отклонения управляемой величины была выбрана на основании свойств оптимального управления при его применении к реальной системе. Так, при окончании процесса управления появляется установившаяся ошибка. В случае, если эта ошибка меньше требуемой, то допустимым значением становится псевдооптимальное, и наоборот.

Вид функций доверия для псевдооптимальных значений времени переходного процесса и интеграла от функции ошибки регулирования обусловлен необходимостью соразмерного

масштабирования данных величин. Чем меньше значения псевдооптимальных показателей, тем меньше возможностей достичь таких показателей для реальной системы, и наоборот, чем больше значения псевдооптимальных показателей, тем больше возможностей достичь таких показателей качества для реальной системы, даже с помощью параметрического регулятора.

Шаг 9. В качестве метода безусловной оптимизации использовался метод симуляции температурного отжига [20]. Для реализации метода автоматической настройки была использована программа, реализованная на языке MATLAB [21].

Результаты применения указанного метода к решению задачи автоматических параметров регулятора возбуждения синхронного генератора с использованием критерия останова на основе псевдооптимальных решений приведены в табл. 4.

Таблица 4

**Результаты оптимизации параметров регулятора возбуждения
и показатели качества регулирования при использовании цифровой модели
синхронного генератора**

Режим работы	Значение параметров регулятора $(k_p; k_I; k_D)$	Число итераций	Перерегулирование σ , о. е.	Время переходного процесса t_f , с	Установившееся отклонение управляемой величины Δ , о. е.
OM_1	(34,836; 2,3124; 0,3936)	67	0	0,98	0
OM_3	(31,8719; 23,4782; 2,6156)	69	0	0,62	0
OM_5	(27,195; 3,8497; 0,1936)	14	0	0,5	0
OM_6	(19,5805; 7,4544; 0,1878)	9	0	0,7	0
OM_8	(20,1271; 16,1671; 0)	10	0	0,65	0

Сравнение результатов применения параметров, полученных путем автоматической настройки, и параметров, полученных на основании [18], для управления «эталонной» моделью в различных режимах работы представлено на рис. 6 и в табл. 5.

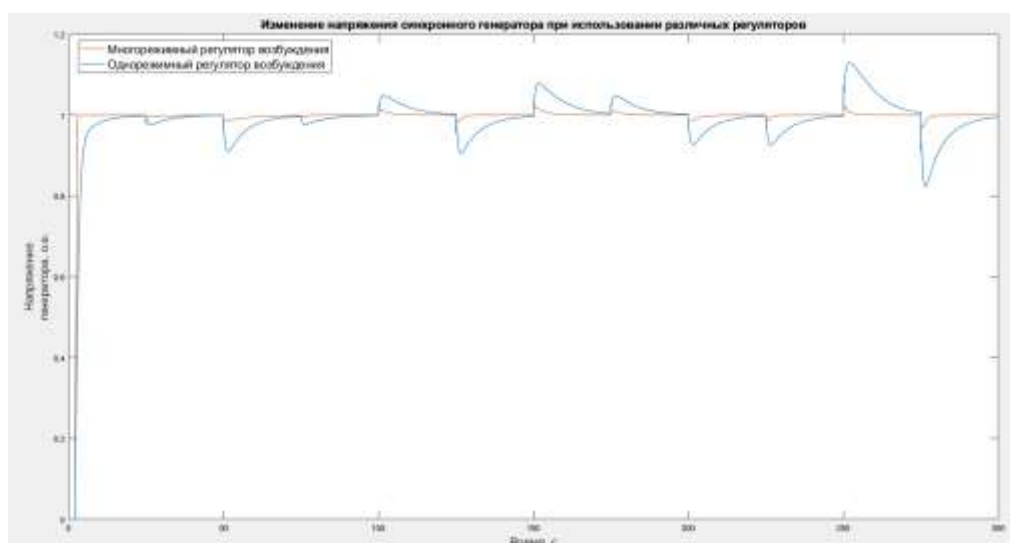


Рис. 6. Сравнение переходных процессов изменения напряжения синхронного генератора при использовании различных регуляторов возбуждения

Таблица 5

Сравнение показателей качества регулирования возбуждения при использовании различных регуляторов возбуждения синхронного генератора

Показатели качества управления	Перерегулирование σ , о. е.		Время переходного процесса t_f , с		Установившееся отклонение напряжения Δv_g , о. е.	
Режим работы	Однорежимный регулятор	Многорежимный регулятор	Однорежимный регулятор	Многорежимный регулятор	Однорежимный регулятор	Многорежимный регулятор
OM_1	0	0	11,61	1,937	0	0
OM_3	0	0,0001	21,9	1,74	0	0
OM_5	0	0,0002	15,9	2,61	0	0
OM_6	0	0,0001	18,5	2,76	0	0
OM_8	0	0	20,25	2,15	0	0

Исходя из анализа графиков переходных процессов, представленных на рис. 6, и результатов, приведенных в табл. 4 и 5, можно сделать ряд выводов:

- использование критерия останова итерационного процесса на основе псевдооптимальных решений, действительно, позволяет попасть внутрь области допустимых значений параметров D_p , даже при оптимизации параметров на цифровой модели синхронного генератора;
- использование регулятора возбуждения с параметрами, настроенными вручную, приводит к неудовлетворительным значениям одних из основных показателей качества электрической энергии для ответственных потребителей – длительностей провала напряжения и перенапряжения;
- наборы параметров регулятора возбуждения, полученные в результате применения разработанного метода автоматической настройки параметров, существенно отличаются друг от друга, что подтверждает необходимость применения именно многорежимных регуляторов возбуждения синхронных генераторов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье в качестве подхода к решению проблемы построения самонастраивающихся регуляторов возбуждения синхронных генераторов предложен метод автоматической настройки параметров регулятора на цифровой модели с использованием критерия останова на основе псевдооптимальных решений.

Результаты апробации разработанного метода к задаче автоматической настройки параметров регулятора возбуждения синхронного генератора показывают, что метод обладает вычислительной устойчивостью и за достаточно малое число итераций позволяет получить требуемые значения параметров для различных режимов работы. Применение предложенного метода автоматической настройки параметров многорежимных регуляторов возбуждения синхронных генераторов позволит повысить качество электрической энергии в системах автономного электроснабжения объектов военной инфраструктуры.

Список использованных источников

1. Карагодин В. В., Хомич И. В. Обоснование необходимости совершенствования методов настройки параметров ПИД-регулятора возбуждения синхронного генератора системы авто-

номного электроснабжения комплексов космических войск // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 228–239.

2. ГОСТ 13244 – 2013. Электрическая энергия. Совместимость технических средств электромагнитная. Нормы качества электрической энергии в системах электроснабжения общего назначения : межгосударственный стандарт : утвержден Межгосударственным советом по стандартизации, метрологии и сертификации (протокол от 25 марта 2013 г. №55-П) : [введен впервые] : дата введения 2014-07-01 / подготовлен ООО «ЛИНВИТ» и ТК 30 «Электромагнитная совместимость технических средств». – М. : Стандартинформ, 2014. – 19 с.

3. ГОСТ 33105 – 2014. Установки электрогенераторные с двигателями внутреннего сгорания. Общие технические требования : межгосударственный стандарт : утвержден Межгосударственным советом по стандартизации, метрологии и сертификации (протокол от 14 ноября 2014 г. №72-П) : [введен впервые] : дата введения 2016-06-01 / подготовлен ФГУП «ВНИИНМАШ» и Автономной некоммерческой организацией «ЦС ЭА и ПЭС». – М. : Стандартинформ, 2015. – 19 с.

4. Chong E.K.P. Stanislav H.Z. An introduction to optimization. – 3rd ed. – New Jersey. : Wiley-Interscience, 2008. – 581 p.

5. Kochenderfer M.J., Wheeler T.A. Algorithms of Optimization. – London : The MIT Press, 2019. – 520 p.

6. Карагодин В. В. , Горин В. А. , Хомич И. В. Обоснование структуры и оптимизация параметров автоматического регулятора возбуждения синхронного генератора // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 197–201.

7. Пугачев В. С. Теория случайных функций и ее применение к задачам автоматического управления. – Изд. второе, перераб. – М. : Гос. изд-во физико-математ. литературы, 1960. – 883 с.

8. Болтянский В. Г. Математические методы оптимального управления. – М. : Наука, 1969. – 409 с.

9. Garnier H., Mensler M., Richard A. Continuous-Time Model Identification from Sampled Data: Implementation Issues and Performance Evaluation // International Journal of control. – 2003. – № 13. – Р. 1337–1357. – URL: <https://doi.org/10.1080/0020717031000149636> (дата обращения: 17.03.2025).

10. Ljung L. System Identification: Theory for the User. – NJ. : Prentice-Hall, 1987. – 255 p.

11. Теория автоматического управления : учеб. пособие для вузов / Н. А. Бабаков [и др.]; под ред. А. А. Воронова. – М. : Высш. шк., 1977. – Ч. 1 : Теория линейных систем автоматического управления. – 303 с.

12. Беклемишев Д. В. Дополнительные главы линейной алгебры. – М. : Наука, 1983. – 336 с.

13. Карагодин В. В. Метод последовательных опорных решений в задачах оптимального быстрогодействия : моногр. – СПб. : ВКА им. А.Ф.Можайского, 2013. – 144 с.

14. Горев А. А. Переходные процессы синхронной машины. – Л. : Госэнергоиздат, 1950. – 552 с.

15. Веретенников Л. П. Исследование процессов в судовых электроэнергетических системах. Теория и методы – Л. : Судостроение, 1975. – 375 с.

16. Карагодин В. В. , Горин В. А. , Хомич И. В. Исследование математической модели синхронного генератора в среде MATLAB // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 676. – С. 207–213.

17. Токарев Л. Н. Математическое описание, расчет и моделирование физических процессов в судовых электростанциях – Л. : Судостроение, 1980. – 119 с.

18. US Patent № 2009/015224 A1, H02P 9/00. Digital excitation control system utilizing self-tuning PID gains and an associated method of use / Kiyong K.; Basler Electric Company. – № 12/023,145; Filed: 31-01-2008; Pub. Date; 06-08-2009.

19. Вариант построения регулятора возбуждения синхронных электрических генераторов, обеспечивающий оптимизацию параметров переходных процессов в сопряженной энергосистеме / А. Б. Борзов [и др.] // Наука и образование : науч. изд. МГТУ им. Н. Э. Баумана. – 2012. – Вып. 6. – С. 329-350. – URL: <https://doi.org/10.7463/0712.0442268> (дата обращения: 17.02.2025).

20. Карагодин В. В., Хомич И. В. Выбор метода для оптимизации параметров закона регулирования возбуждения синхронного генератора // Сборник статей научно-технической конференции «Состояние и перспективы развития современной науки по направлению «Новые материалы и энергетика в Вооруженных Силах Российской Федерации», г. Анапа, 23–25 апр. 2024 г. – Анапа : Военный инновационный технополис «ЭРА», 2024. – С. 21–26.

21. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ 2024619082 Российская Федерация. Пакет методов многомерной оптимизации / В. В. Карагодин, И. В. Хомич, М. А. Шишков; заявители и правообладатели: Хомич Иван Владимирович, Карагодин Владимир Викторович, Шишков Максим Алексеевич. – № 2024612785; заявл. 07.02.2024; опубл. (зарег.) 18.04.2024. – 1 с.

Р. О. Лашко¹;

М. М. Пеньков²,

доктор технических наук, профессор

¹Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

²ЦНИИмаш, г. Санкт-Петербург.

МОДЕЛЬ ТЕПЛОМАССОБМЕНА В ЭЛЕМЕНТАХ СИСТЕМЫ ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ, С УЧЕТОМ КРИОСТАТИРОВАНИЯ КОМПОНЕНТА

В статье описана модель тепломассообмена в элементах системы заправки ракет-носителей сжиженным природным газом, оснащенной контуром криостатирования компонента. Модель, построенная с применением метода узлов, позволяет рассчитать холодопроизводительность контура криостатирования компонента при выполнении системой заправки различных технологических операций.

Ключевые слова: система заправки ракеты-носителя, сжиженный природный газ, тепломассообмен, хладагент, контур криостатирования, коэффициент теплоотдачи, коэффициент теплопередачи.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из направлений развития ракетно-космической отрасли является применение новых компонентов ракетного топлива (КРТ), которые обладают более высокими энергетическими характеристиками, более безопасны для окружающей природной среды и позволяют создать многоразовую силовую установку. К таким КРТ относится сжиженный природный газ (СПГ).

Достоинства СПГ очевидны. Но также и очевидны его недостатки [2], среди которых можно выделить следующие:

- СПГ, как и КРТ, отличается строгими требованиями к своему составу, в котором, например, содержание метана должно составлять не менее 98% [3];

- СПГ – это криогенный продукт, стабильно находящийся в жидком состоянии в интервале температур от 95 до 109 К. Следовательно, заправка таким компонентом будет сопровождаться выходом большого количества дренажей, имеющих достаточно широкий концентрационный диапазон пожаро-взрывоопасных смесей с воздухом, что значительно понижает безопасность эксплуатации комплекса заправки в целом [4];

- для СПГ при его прокачивании характерен высокий дополнительный теплоприток из-за вязкостной диссипации энергии, которая может составлять до 0,5 Вт/м² [5];

- СПГ предрасположен к самопроизвольному существенному ухудшению своего качества при хранении и прокачивании, что неизбежно скажется на работе ракетного двигателя [6, 7], и т. д.

Отдельно стоит отметить некоторые обстоятельства, возникающие при хранении СПГ. Так, при бездренажном хранении в криогенных резервуарах, имеющих многослойную экранно-вакуумную изоляцию, происходит понижение вакуума в теплоизоляционной полости при повышении температуры СПГ более -140°C (130 К). Это приводит к необходимости дополнительного вакуумирования теплоизоляционной полости резервуара [7]. Снижение уровня вакуума при этом достигает одного порядка, что увеличивает внешний теплоприток в два и более раза [8]. Указанное поведение теплоизоляции объясняется тем, что большинство адсорбентов, используемых для поддержания вакуума в теплоизоляционной полости криогенных резервуаров, имеют заметный скачок адсорбционной емкости по азоту в области его критической температуры, которая составляет -147°C (126 К) [9]. Такой эффект не мог наблюдаться при хранении других криогенных жидкостей (водород, азот, кислород). Данный

эффект весьма специфичен и наблюдается при продолжительном бездренажном хранении, если давление насыщенного пара СПГ повышается до уровня 0,37 МПа и выше.

Для парирования указанных недостатков выполнение технологических операций системой заправки СПГ должно сопровождаться процедурами, гарантированно сохраняющими компонент в жидком состоянии даже при атмосферном давлении. Суть этих процедур заключается в создании соответствующих температурных условий в элементах системы заправки за счет оснащения их специальным контуром криостатирования, по которому прокачивается хладагент. В роли хладагента может выступать жидкий азот.

Ранее в нашей стране создание систем криостатирования осуществлялось коллективами под руководством таких ученых, как И. С. Житомирский, А. М. Архаров, И. Д. Кунис и др. [14, 16]. Эти коллективы занимались проблемами создания и продолжительного поддержания температур ниже 120 К, но в их работах не затрагивалась проблема криостатирования проточного СПГ путем создания контура с движущимся хладагентом – жидким азотом. Кроме того, не рассматривались проблемы возникновения кризиса кипения хладагента при протекании его по контуру криостатирования.

МЕТОД УЗЛОВ И РАСЧЕТНЫЕ СХЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Функционирование системы заправки СПГ, оснащенной контуром криостатирования компонента, будет сопровождаться переменными по времени тепловыми нагрузками. Эти нагрузки создадут условия для протекания нестационарных процессов теплообмена, которые следует рассматривать в рамках динамического моделирования, например, путем построения математической модели нестационарного функционирования системы заправки ракеты-носителя (РН) криогенными КРТ на основе метода узлов [10–12]. Такой метод в полной мере можно применить и для построения модели функционирования системы заправки СПГ, оснащенной контуром криостатирования компонента. С этой целью систему заправки необходимо поделить на узлы, которыми могут являться отдельные элементы, участки, блоки однотипного оборудования и др. Указанные узлы будем называть тепловыми, так как в них происходит перераспределение тепловой энергии.

Принципиальная схема системы заправки СПГ, оснащенной контуром криостатирования компонента, представлена на рис. 1.

Рассматриваемая система состоит из элементов, которые можно по отдельности считать тепловыми узлами. Если рассмотреть эти элементы с точки зрения распределения тепловых потоков, то можно объединить их в три группы тепловых узлов, обладающих сходным характером теплообмена.

Первая группа тепловых узлов характеризуется совместным подводом тепловой энергии к хладагенту и от самого компонента, и от окружающей среды. К этой группе можно отнести магистраль перелива СПГ 2, магистраль наполнения и слива бака «Г» 5, магистраль приема СПГ 9, азотный теплообменник 10.

Ко второй группе можно отнести тепловые узлы, в которых тепло подводится из окружающей среды к компоненту и отводится хладагентом. Такими узлами являются следующие элементы системы: емкость сбора перелива СПГ 1; расходное хранилище СПГ 11.

К третьей группе относятся узлы, где осуществляется теплоподвод из окружающей среды непосредственно к криогенному продукту (т. е. или к компоненту, или к хладагенту) без его последующего отвода каким-либо способом. Процессы фазовых переходов в таких узлах не происходят, всё подведенное тепло затрачивается на повышение температуры криопродукта. Это такие элементы, как бак «Г» 3; стыковочный рукав 4; транспортировочная емкость 8; трубопроводы контура криостатирования 12.

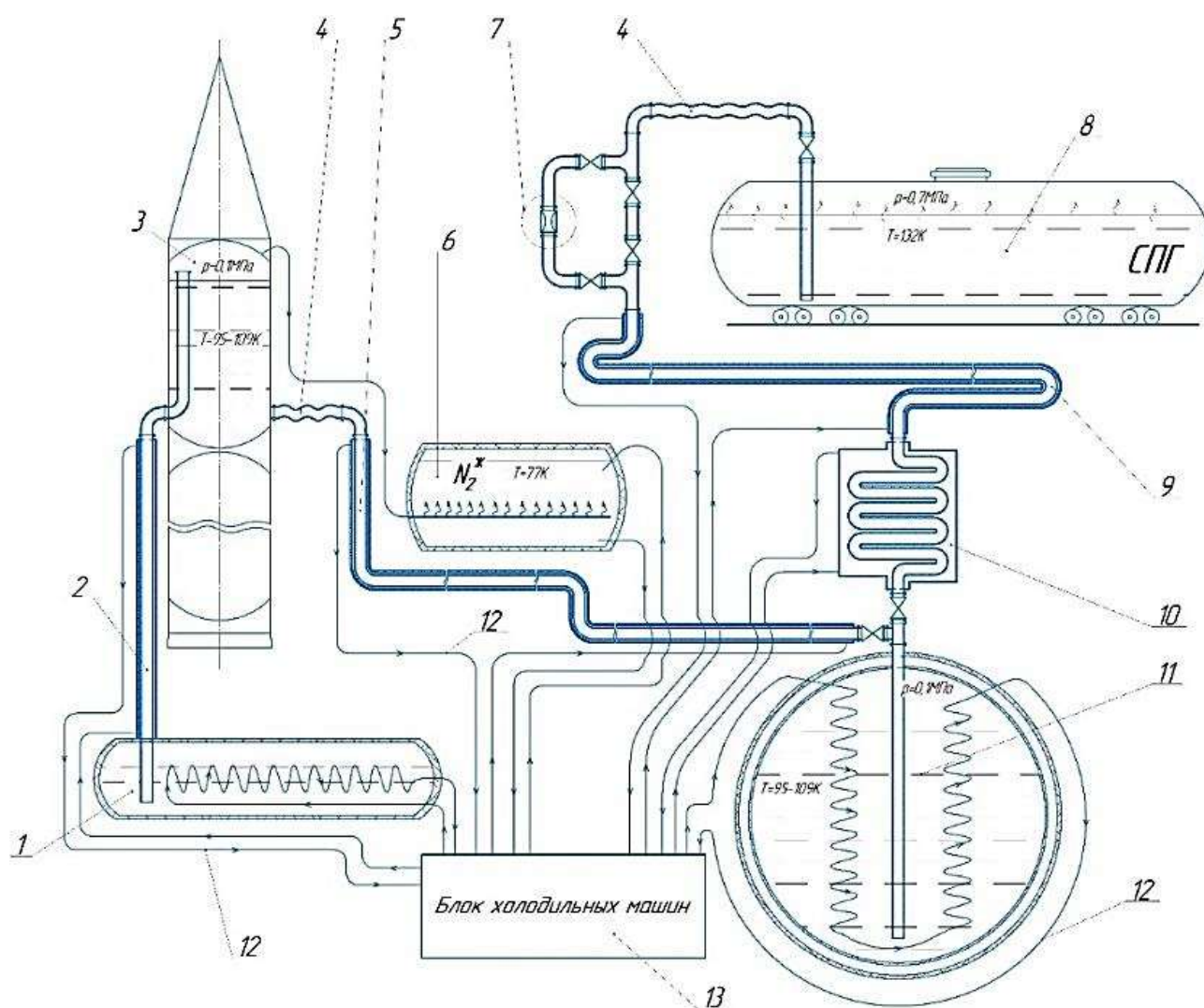


Рис. 1. Принципиальная схема системы заправки РН СПГ:

- 1 – емкость сбора перелива СПГ; 2 – магистраль перелива СПГ; 3 – бак «Г»;
 4 – стыковочный рукав; 5 – магистраль наполнения и слива бака «Г»;
 6 – азотный барботер; 7 – дроссельный узел; 8 – транспортировочная емкость СПГ;
 9 – магистраль приема СПГ; 10 – азотный теплообменник;
 11 – расходное хранилище СПГ; 12 – трубопроводы контура криостатирования;
 13 – блок системы термостатирования СПГ

Вместе с тем в этой системе есть элементы со специфическим характером преобразования тепловой энергии. Это такие узлы, как азотный барботер 6, где происходит кристаллизация дренажей СПГ в жидком азоте, и дроссельный узел 7, где одновременно происходит понижение давления и температуры парожидкостного потока СПГ.

Целью моделирования является создание математического аппарата, позволяющего производить подбор параметров контура криостатирования компонента. Под параметрами контура криостатирования понимаются:

- геометрические характеристики канала протока хладагента;
- скорость протока, массовый расход и температура хладагента;
- холодопроизводительность контура криостатирования.

Как видно из рис. 1, контур криостатирования представляет собой закольцованную схему циркуляции хладагента: «блок холодильных машин 13 – прямая часть трубопровода 12 – j-й тепловой узел – возвратная часть трубопровода 12 – блок холодильных машин 13». Хлада-

гент вырабатывается в блоке холодильных машин 13. Затем он направляется по прямой части трубопровода 12 в j -й тепловой узел, где криостатирует компонент, и далее по возвратной части трубопровода 12 вновь поступает в блок холодильных машин 13 для последующей регенерации. Очевидно, что и тепловой поток к хладагенту $\left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_j$ будет определяться суммарным тепловым потоком, который поступает к нему во время протекания его по прямой части трубопровода 12 $\left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_{12}^{пр}$, по j -му тепловому узлу $\left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_j^{ту}$ и по возвратной части трубопровода 12 $\left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_{12}^{воз}$:

$$\left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_j = \left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_{12}^{пр} + \left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_j^{ту} + \left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_{12}^{воз}, \quad (1)$$

где j – номер теплового узла;

τ – время пребывания элементарного объема компонента в j -м тепловом узле.

Так как хладагент из блока холодильных машин выходит в переохлажденном состоянии, его кипения на прямой части трубопровода 12 наблюдаться не будет. Однако при криостатировании компонента в j -м тепловом узле и при протекании по возвратной части трубопровода 12 хладагент будет кипеть. При этом интенсивность кипения по возвратной части трубопровода 12 будет пренебрежимо мала по сравнению с аналогичным процессом в j -м тепловом узле.

Целью моделирования является определение холодопроизводительности контура криостатирования, которая и должна обеспечиваться мощностью блока холодильных машин 13 $N_{бхм}$. Она будет определяться как сумма тепловых потоков к хладагенту во всех тепловых узлах системы заправки при выполнении ею технологических операций:

$$N_{бхм} = \sum_{j=1}^n \left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_j. \quad (2)$$

При моделировании тепломассообменных процессов в тепловом узле необходимо рассматривать совокупное действие внешних и внутренних источников тепла.

К внешним источникам тепла $Q_{вн}$ по отношению к криопродуктам (компонент, хладагент) относятся: тепло, которое надо отводить от компонента к хладагенту Q_k , и тепло, поступающее из окружающей среды к тепловому узлу $Q_{ос}$.

К внутренним источникам тепловой энергии Q_d относится то тепло, которое формируется в самих криопродуктах за счет диссипации, вызванной их течением. Действие этих источников тепловой энергии и будет определять изменение теплового состояния хладагента $\frac{dQ_x}{d\tau}$, которое впоследствии возвращается в исходное в блоке холодильных машин 13.

Следуя указанной логике рассуждений, можно записать общее выражение для определения теплового потока в хладагент j -го теплового узла:

$$\left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_j^{ту} = \left(\frac{dQ_{вн}}{d\tau}\right)_j + \left(\frac{dQ_d}{d\tau}\right)_j, \quad (3)$$

где $\left(\frac{dQ_{вн}}{d\tau}\right)_j$ – тепловой поток, формируемый внешними источниками тепла;

$\left(\frac{dQ_d}{d\tau}\right)_j$ – тепловой поток, формируемый внутренними источниками тепла.

Таким образом, можно выработать три расчетные схемы преобразования потоков тепловой энергии, соответствующие упомянутым выше трем группам тепловых узлов. Эти схемы представлены на рис. 2.

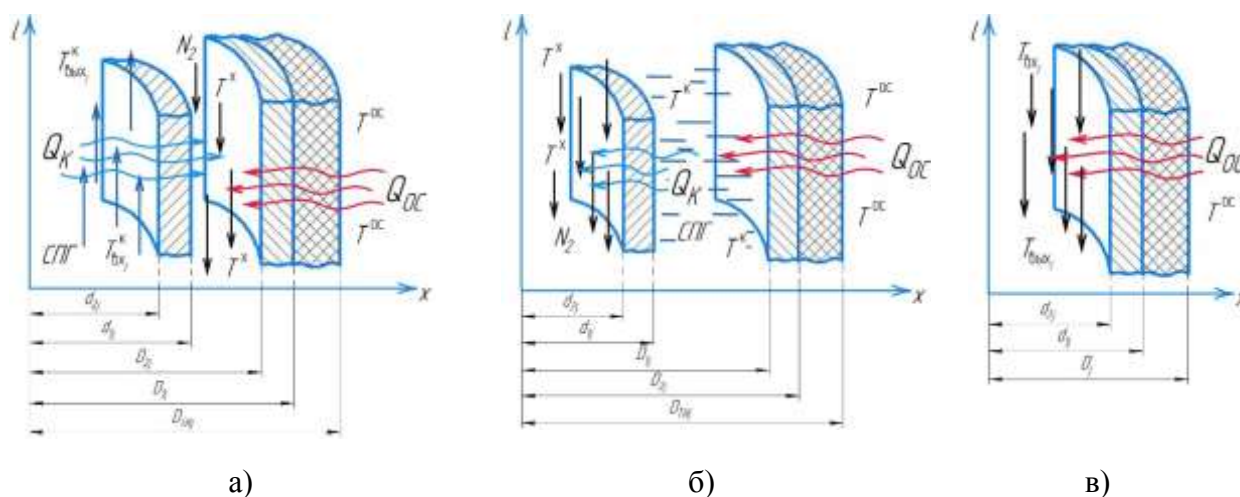


Рис. 2. Расчетные схемы типовых тепловых узлов:
а – первая группа; б – вторая группа; в – третья группа

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛОМАССООБМЕНА В ТИПОВЫХ ТЕПЛОВЫХ УЗЛАХ

Тепловые процессы в узлах и их связь между собой и окружающей средой можно описать дифференциальными уравнениями, отражающими тепловой баланс конкретного узла. Однако для удобства описания процессов теплообмена необходимо сделать ряд упрощающих допущений, основными из которых являются: предположение о неизменности температуры хладагента в объеме узла, о постоянстве температур и скоростей в сечениях, перпендикулярных движению криопродуктов, и об одномерности процессов передачи тепла. Справедливость принятых допущений подтверждена практикой анализа и проектирования технологических систем термостатирования [12–15].

Узловая модель позволяет разбить систему на сколь угодно большое число тепловых узлов, задействуемых в тех или иных технологических операциях, и применять пооперационное моделирование функционирования системы.

Типовой изотермический узел первой группы (рис. 2,а) можно представить как конструкцию типа «труба в трубе». Подача компонента осуществляется по внутренней трубе, а хладагент прокачивается по коаксиальному каналу, образованному межтрубным пространством. Этот коаксиальный канал и представляет собой контур криостатирования теплового узла первой группы. Снаружи тепловой узел покрыт теплоизоляцией.

Параметры протока хладагента (жидкого азота) подбираются таким образом, чтобы исключить пленочный характер его кипения, т. е. он находился либо в состоянии пузырькового кипения, либо не кипит. В связи с этим необходимо принять еще одно допущение, вызванное следующими причинами. Кипение хладагента значительно увеличивает теплообмен, однако он в этом случае зависит от большого числа факторов, например: от шероховатости поверхностей канала, давления в системе, скорости прокачивания, угла между поверхностью кипения и вектором силы тяжести и т. д. [14–16]. Поэтому при проведении расчетов с гарантированным запасом по теплоотдаче в первом приближении считаем, что теплообмен между стенками канала и хладагентом осуществляется за счет конвекции, но при этом полагаем, что компонент кипит. Пребывание хладагента в состоянии кипения обеспечивает постоянство его температуры по всей длине теплового узла, соответствующей фазовому переходу при текущем давлении на выходе из блока холодильных машин 13. Направление течения хладагента в контуре криостатирования теплового узла противоположно течению компонента.

Тепловые узлы первой группы. Таким образом, уравнение, отражающее тепловое состояние хладагента j -го теплового узла первой группы, представляет собой сумму тепловых потоков от компонента, окружающей среды и энергии диссипации хладагента:

$$\left(\frac{dQ_x}{d\tau}\right)_j = \left(\frac{dQ_k}{d\tau}\right)_j + \left(\frac{dQ_{oc}}{d\tau}\right)_j + \left(\frac{dQ_d^x}{d\tau}\right)_j, \quad (4)$$

где Q_x – тепло, расходуемое на фазовый переход хладагента;
 Q_k – тепло, отводимое от компонента к хладагенту;
 Q_{oc} – тепло, подводимое из окружающей среды к теплому узлу;
 Q_d^x – тепло, образуемое энергией диссипации хладагента.

За счет теплообмена между компонентом и хладагентом происходит понижение температуры компонента от ее входного значения $T_{вхj}^k$ до выходного значения $T_{выхj}^k$ из данного узла. При этом $T_{выхj}^k$ является искомой величиной.

Так как $T_{вхj}^k > T_{выхj}^k$, то значение температуры внутренней стенки контура криостатирования на входе в узел будет выше ее значения на выходе из узла. Допустим, что характер изменения плотности теплового потока по длине узла от внутренней стенки коаксиального канала (см. рис. 2,а) контура криостатирования к хладагенту носит линейный характер. Следовательно, для определения теплового потока от СПГ в жидкий азот можно использовать следующее среднее значение температурного напора по длине теплового узла:

$$\Delta\bar{T}_j^k = \frac{T_{вхj}^k + T_{выхj}^k}{2} - T^x, \quad (5)$$

где T^x – температура хладагента в тепловом узле (например, температура кипения жидкого азота при данных условиях протока);
 j – номер теплового узла.

Таким образом, выражение для определения теплового потока со стороны СПГ $\left(\frac{dQ_k}{d\tau}\right)_j$ для j -го теплового узла будет иметь следующий вид:

$$\left(\frac{dQ_k}{d\tau}\right)_j = m_{kj} \cdot C_{p_k} \cdot \frac{dT_j^k}{d\tau} = K_j^k \cdot F_j^k \cdot \Delta\bar{T}_j^k + q_d^k \cdot F_j^k, \quad (6)$$

где m_{kj} – масса компонента в j -м тепловом узле;
 C_{p_k} – средняя массовая изобарная теплоемкость компонента;
 $\frac{dT_j^k}{d\tau}$ – средний темп снижения температуры компонента в j -м тепловом узле;
 K_j^k – коэффициент теплопередачи от компонента к хладагенту для j -го теплового узла;
 q_d^k – удельный тепловой поток за счет диссипации энергии в компоненте;
 F_j^k – площадь поверхности теплообмена между компонентом и хладагентом j -го теплового узла (площадь внутренней поверхности внутренней трубы теплового узла).

Коэффициент теплопередачи K_j^k можно определить, используя расчетную схему теплового узла (см. рис. 2,а) по формуле

$$K_j^k = \frac{1}{\frac{1}{\pi d_{2j} \alpha_{kj}} + \frac{1}{2\pi \lambda_j} \ln \frac{d_{1j}}{d_{2j}} + \frac{1}{\pi d_{1j} \alpha_{xj}}}, \quad (7)$$

где α_{kj} – коэффициент теплоотдачи от компонента к внутренней стенке трубы;
 α_{xj} – коэффициент теплоотдачи от внутренней стенки коаксиального канала контура криостатирования к хладагенту;

- d_{1j} – внутренний диаметр коаксиального канала контура криостатирования узла;
 d_{2j} – внутренний диаметр трубы с компонентом;
 λ_j – коэффициент теплопроводности материала внутренней трубы теплового узла.

$$\alpha = \frac{Nu \cdot \lambda_j}{l}, \quad (8)$$

где Nu – критерий Нуссельта;
 l – характерный размер.

Коэффициенты теплоотдачи α_{kj} и α_{xj} определяются по известному выражению:

Выбор расчетной формулы для определения критерия Нуссельта зависит от режима течения криопродукта (ламинарного или турбулентного) в соответствующем канале теплового

$$Re = \frac{\omega_j \cdot l}{\nu}, \quad (9)$$

где ω_j – скорость протока криопродукта по соответствующему каналу j -го теплового узла, который можно оценить по критерию Рейнольдса,

$$\omega_j = \frac{\dot{m}}{\rho \cdot S_{сечj}}, \quad (10)$$

где $\dot{m}$ – массовый расход соответствующего криопродукта ($\dot{m}^k$ или $\dot{m}^x$) при проведении конкретной технологической операции;
 ρ – плотность соответствующего криопродукта;
 $S_{сечj}$ – площадь поперечного сечения канала протока соответствующего криопродукта ($S_{сечj}^k$ или $S_{сечj}^x$) в j -м тепловом узле.

ν – коэффициент кинематической вязкости криопродукта.

Скорость протока криопродуктов (компонента или хладагента) определяется по формуле:

Стоит заметить, что массовый расход компонента $\dot{m}^k$ задан изначально техническими требованиями к системе заправки, а массовый расход хладагента $\dot{m}^x$ выбирается, исходя из соображений обеспечения работы теплового узла и является одним из требований, предъявляемых к блоку холодильных машин 13 (см. рис. 1).

$$S_{сечj}^k = \pi \frac{d_{2j}^2}{4}; S_{сечj}^x = \frac{\pi}{4} (D_{2j}^2 - d_{1j}^2), \quad (11)$$

где D_{2j} – наружный диаметр коаксиального канала контура криостатирования j -го теплового узла.

Площади поперечного сечения каналов $S_{сечj}^k$ или $S_{сечj}^x$ определяются по формулам:

Если $Re < 2300$, то режим течения криопродукта ламинарный и для расчета α_{kj} и α_{xj} необходимо применить следующее уравнение [17,18]:

$$Nu = 0,17 Re_f^{0,33} \cdot Pr_f^{0,43} \cdot Gr_f^{0,1} \cdot \left(\frac{Pr_f}{Pr_w} \right)^{0,25}, \quad (12)$$

где Re_f – критерий Рейнольдса;
 Pr_f – критерий Прандтля жидкости, рассчитанный для центра потока;
 Pr_w – критерий Прандтля жидкости, рассчитанный для пристеночной области канала;
 Gr_f – критерий Грасгофа для жидкости.

Если $Re > 10^4$, то режим течения турбулентный и необходимо использовать уравнение [17, 18]

$$Nu = 0,17 Re_f^{0,8} \cdot Pr_f^{0,43} \cdot \left(\frac{Pr_f}{Pr_w} \right)^{0,25}, \quad (13)$$

В качестве характерного размера в формуле (8) для канала протока компонента используется диаметр d_{2j} , а для коаксиального канала протока хладагента – эквивалентный диаметр $d_{\text{экв}}$, рассчитанный как

$$d_{\text{экв}} = D_{2j} - d_{1j}. \quad (14)$$

Кроме теплового потока $\frac{dQ_k}{d\tau}$ хладагентом также будет поглощаться тепловой поток $\frac{dQ_{\text{ос}}}{d\tau}$ из окружающей среды. Для каждого j -го теплового узла его можно определить следующим образом:

$$\left(\frac{dQ_{\text{ос}}}{d\tau} \right)_j = K_j^{\text{ос}} \cdot F_j^{\text{ос}} \cdot (T^{\text{ос}} - T^x), \quad (15)$$

где $K_j^{\text{ос}}$ – коэффициент теплопередачи от окружающей среды к хладагенту j -го теплового узла;

$F_j^{\text{ос}}$ – площадь теплообмена между окружающей средой и хладагентом j -го теплового узла (площадь внешней поверхности теплового узла);

$T^{\text{ос}}$ – температура окружающей среды.

Коэффициент теплопередачи $K_j^{\text{ос}}$ также определяется с использованием расчетной схемы теплового узла (см. рис. 2,а) по формуле

$$K_j^{\text{ос}} = \frac{1}{\frac{1}{\pi D_{2j} \alpha'_{xj}} + \frac{1}{2\pi(\lambda_j + \lambda_j^{\text{ти}})} \ln \frac{D_{\text{ти}j}}{D_{2j}} + \frac{1}{\pi D_{\text{ти}j} \alpha_{\text{ос}j}}}, \quad (16)$$

где α'_{xj} – коэффициент теплоотдачи от наружной стенки коаксиального канала контура криостатирования к хладагенту;

$\alpha_{\text{ос}j}$ – коэффициент теплоотдачи от окружающей среды к тепловому узлу;

D_{2j} – внутренний диаметр наружной трубы;

$D_{\text{ти}j}$ – наружный диаметр теплоизоляции;

$\lambda_j^{\text{ти}}$ – коэффициент теплопроводности теплоизоляции для j -го теплового узла

Для расчета коэффициента теплоотдачи α'_{xj} воспользуемся логикой рассуждений, примененной для расчета коэффициентов теплоотдачи α_{kj} и α_{xj} . А для определения коэффициента $\alpha_{\text{ос}j}$ воспользуемся критериальным уравнением, описывающим свободное движение среды в неограниченном пространстве [17, 18],

$$Nu = 1,18 (Gr \cdot Pr)^{0,125}. \quad (17)$$

Для определения α'_{xj} и $\alpha_{\text{ос}j}$ применяется формула (8), где в качестве характерного размера используются $d_{\text{экв}}$ и D_{2j} соответственно.

Тепловым потоком внутренних источников является тепло, образующееся за счет диссипации энергии в хладагенте:

$$\left(\frac{dQ_d}{d\tau} \right)_j = q_d^x \cdot F_j^x, \quad (18)$$

где q_d^x – удельный тепловой поток за счет диссипации энергии в хладагенте;

F_j^x – суммарная площадь поверхностей коаксиального канала контура криостатирования j -го теплового узла;

Тепловые узлы второй группы (см. рис. 2,б). По конструкции они представляют собой встроенный теплообменный аппарат за исключением того, что один из теплоносителей, а именно компонент, находится в замкнутом пространстве – в емкости. Вследствие естественной конвекции в данном тепловом узле происходит выравнивание температурного поля, что исключает появление температурной стратификации компонента.

Тогда для определения среднего значения температурного напора по длине теплового узла $\Delta \bar{T}_j^k$ необходимо воспользоваться формулой

$$\Delta \bar{T}_j^k = T^k - T^x, \quad (19)$$

где T^k – температура устойчивого нахождения компонента в жидком состоянии при атмосферном давлении (температура жидкого состояния СПГ – от 95 до 109 К);

Выражение для определения теплового потока со стороны СПГ $\frac{dQ_k}{d\tau}$ для j -го теплового узла второй группы будет иметь следующий вид:

$$\frac{dQ_k}{d\tau} = m_{kj} \cdot c_{p_k} \cdot \frac{dT_j^k}{d\tau} = K_j^k \cdot F_j^k \cdot \Delta \bar{T}_j^k, \quad (20)$$

где F_j^k – площадь поверхности теплообмена компонента и хладагента j -го теплового узла (площадь наружной поверхности контура криостатирования теплового узла).

Коэффициент теплопередачи K_j^k определяется с использованием расчетной схемы теплового узла второй группы (см. рис. 2,б) по формуле (7). За исключением того, что для данного случая α_{kj} является коэффициентом теплоотдачи от компонента к наружной стенке контура криостатирования и будет определяться с использованием критериального уравнения, описывающего теплообмен при естественном конвективном движении среды (17). Коэффициент теплоотдачи α_{xj} от внутренней стенки контура криостатирования к хладагенту рассчитывается так же, как и для тепловых узлов первой группы в зависимости от режима течения хладагента с применением выражений (8)–(11). В качестве характерных размеров в данном случае применяется наружный диаметр трубки контура криостатирования d_{1j} .

Для определения теплового потока со стороны окружающей среды на тепловой узел второй группы $\frac{dQ_{oc}}{d\tau}$ применима формула (15) с учетом того, что этот тепловой поток, пройдя через теплоизоляцию и стенку узла, поглощается компонентом. В результате формулу (15) можно переписать следующим образом:

$$\frac{dQ_{oc}}{d\tau} = K_j^{oc} \cdot F_j^{oc} \cdot (T^{oc} - T^k), \quad (21)$$

где K_j^{oc} – коэффициент теплопередачи от окружающей среды к компоненту j -го теплового узла.

Для определения по формуле (15) значения коэффициента K_j^{oc} в ней необходимо заменить коэффициент теплоотдачи α'_{xj} на α'_{kj} – коэффициент теплоотдачи от наружной стенки емкости к компоненту. Этот коэффициент определяется через критериальное уравнение (17) с использованием в качестве характерного размера внутренний диаметр емкости D_{2j} .

Кроме того, на тепловое состояние хладагента в узлах второй группы будет оказывать влияние тепловой поток $\left(\frac{dQ_d}{d\tau}\right)_j$, определяемый по формуле (18), но с той поправкой, что в качестве F_j^x будет выступать площадь внутренней поверхности канала контура криостатирования, по которому прокачивается хладагент.

Тепловые узлы третьей группы (см. рис. 2,в). Они представляют собой трубу, которая может быть покрыта слоем теплоизоляции с наружной стороны. Уравнение, описывающее тепловые потоки в таких узлах, составляется исходя из предположения, что тепло, приходящее из окружающей среды к тепловому узлу, пройдя через слой теплоизоляции и конструк-

ционный материал, будет поглощаться криопродуктом (компонентом или хладагентом). Таким образом, можно записать:

$$\left(\frac{dQ}{d\tau}\right)_j = \left(\frac{dQ_{oc}}{d\tau}\right)_j + \left(\frac{dQ_d}{d\tau}\right)_j. \quad (22)$$

За счет теплообмена между криопродуктом и окружающей средой происходит нагрев криопродукта от входного значения температуры $T_{вхj}$ до выходного значения $T_{выхj}$ из данного узла. При этом $T_{выхj}$ является искомой величиной.

Если сделать допущение о равномерности распределения теплового потока по наружной поверхности узла и об отсутствии кипения самого криопродукта, то можно считать, что рост температуры криопродукта по длине узла будет иметь линейный характер. Следовательно, для определения теплового потока $\frac{dQ_{oc}}{d\tau}$ можно воспользоваться средним значением температурного напора по длине теплового узла, рассчитанного по формуле

$$\Delta\bar{T}_j = T^{oc} - \frac{T_{выхj} - T_{вхj}}{2}. \quad (23)$$

Выражение для определения теплового состояния криопродукта $\left(\frac{dQ}{d\tau}\right)_j$ для j -го теплового узла третьей группы будет иметь следующий вид:

$$\frac{dQ}{d\tau} = m_j \cdot C_p \cdot \frac{dT_j}{d\tau} = K_j \cdot F_j \cdot \Delta\bar{T}_j + q_d \cdot F'_j, \quad (24)$$

- где m_j — масса криопродукта в j -м тепловом узле;
 C_p — средняя массовая изобарная теплоемкость криопродукта;
 $\frac{dT_j}{d\tau}$ — средний темп нагрева криопродукта в j -м тепловом узле;
 K_j — коэффициент теплопередачи из окружающей среды к криопродукту;
 q_d — удельный тепловой поток за счет диссипации энергии в криопродукте (q_d^k или q_d^x);
 F_j — площадь наружной поверхности теплового узла;
 F'_j — площадь внутренней поверхности канала протока криопродукта.

Коэффициент теплопередачи K_j определяется согласно схеме, представленной на рис. 2, в, по формуле (16), за исключением того, что вместо диаметра D_{2j} подставляется значение внутреннего диаметра трубы d_{2j} . Вместо значения $D_{тиj}$ подставляется значение наружного диаметра трубы вместе с теплоизоляцией D_j . При этом коэффициент теплоотдачи α'_{xj} заменяется на α_j — коэффициент теплоотдачи от внутренней стенки трубы к криогенному продукту. Определение α_j осуществляется аналогичным образом, как и коэффициентов теплоотдачи α_{kj} и α_{xj} , т. е. по формулам (8)–(11).

УЧЕТ ФАЗОВОГО ПЕРЕХОДА ХЛАДАГЕНТА ПРИ КРИОСТАТИРОВАНИИ ИМ ТЕПЛОВОГО УЗЛА

Выше было сказано, что хладагент при протекании через контур теплового узла находится в состоянии фазового перехода кипения. Поэтому особенностью представляемой модели является учет тепла, затрачиваемого на образование парогинерирующих центров в расчетах коэффициента теплоотдачи от стенки канала контура криостатирования к движущемуся хладагенту. Парогинерирующие центры необходимы для образования пузырькового кипения хладагента. Такое состояние позволяет организовать наиболее эффективное отведение тепла [14].

Ранее подобные задачи не решались, так как не применялись системы криостатирования СПГ с использованием азотного экрана и циркуляционного движения жидкого азота в них как хладагента. Для корректного решения подобных задач при условии пузырькового кипения хладагента требуется проведение экспериментальных исследований для возможного конструктивного исполнения тепловых узлов и вариантов контура криостатирования.

Однако возможно представить эту сложную физическую картину теплообмена на границе «стенка – кипящий движущийся хладагент», воспользовавшись свойством аддитивности теплопередачи, и рассмотреть этот процесс как сумму двух отдельных процессов.

Во-первых, это отвод тепла в движущуюся жидкость по механизму принудительной конвекции с применением традиционных методов расчета без учета ее кипения по формулам (7)–(17). И, во-вторых, это отвод тепла в кипящую неподвижную жидкость с итерационным методом расчета, учитывающим способность жидкости воспринять поступающий тепловой поток, который зависит от неизвестного на момент начала счета температурного напора на стенке со стороны хладагента.

Рассчитав тепловой поток, поступающий к хладагенту со стороны СПГ в j -м тепловом узле, по формуле

$$q_j^x = \frac{\left(\frac{dQ}{d\tau}\right)_j^{\text{ту}}}{F_j^x}, \quad (25)$$

определяется его плотность для поддержания пузырькового кипения. Далее рассчитывается потребный для создания такой плотности теплового потока температурный напор по формуле

$$\Delta \bar{T}_j' = \frac{q_j^x \cdot 10^{-3} + 27.25}{15.5}, \quad (26)$$

описывающей поведение возрастающей части диаграммы, представленной на рис. 3.

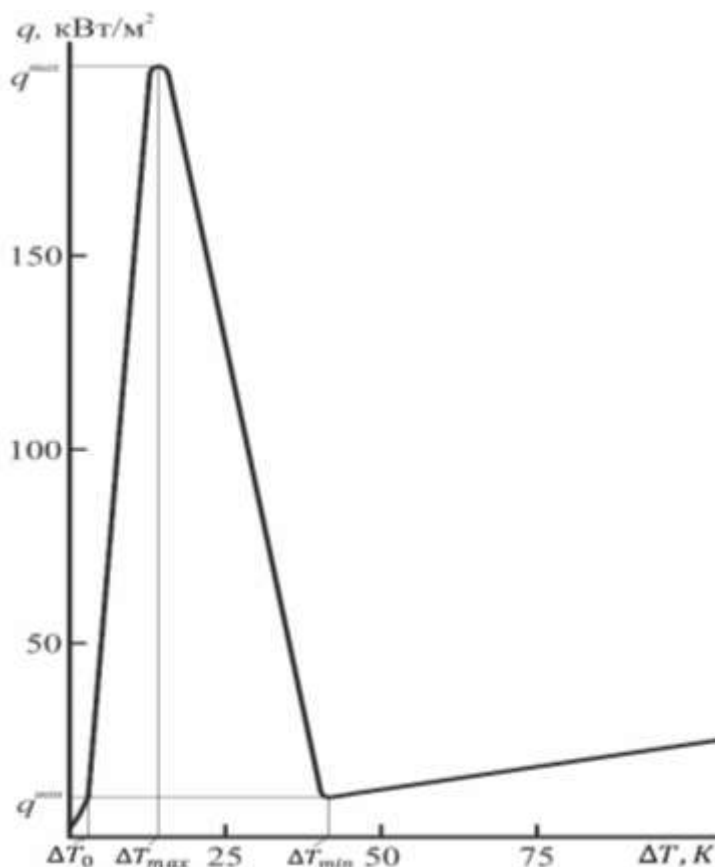


Рис. 3. Кривая кипения хладагента (азота) при атмосферном давлении

Затем по формуле Ньютона получаем коэффициент теплоотдачи в режиме пузырькового кипения хладагента:

$$\alpha_{xj}^{\text{кип}} = \frac{q_j^x}{\Delta \bar{T}_j'} \quad (27)$$

Этот коэффициент теплоотдачи складывается с коэффициентом теплоотдачи от стенки канала контура криостатирования к хладагенту, определенному через критерий Нуссельта по формулам (7)–(17) в зависимости от режима течения хладагента:

$$\alpha_{xj}^{\Sigma} = \alpha_{xj} + \alpha_{xj}^{\text{кип}} \quad (28)$$

Производить этот учет необходимо, так как в случае возрастания перегрева в интервале температур от $\Delta T_{\max}$ до $\Delta T_{\min}$ возникает состояние переходного кипения хладагента. Нагреваемая поверхность все больше покрывается паровой пленкой, а плотность потока падает. Это в конечном итоге приводит к так называемому кризису кипения. Кипение переходит в пленочное, а плотность потока достигает минимума, что исключает контакт хладагента со стенкой канала и снижает интенсивность охлаждения СПГ до 20 раз.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ТЕПЛОМАССООБМЕНА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ СИСТЕМОЙ ЗАПРАВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ

На рис. 4 представлена блок-схема итерационной расчетной методики, которая включает два алгоритма, один из которых вложен в другой. Расчет по вложенному итерационному алгоритму производится методом последовательных приближений. Это позволяет определить температуру на выходе из теплового узла.

Далее производится вход в внешний итерационный алгоритм, где также методом последовательных приближений рассчитывается холодопроизводительность контура криостатирования j -го теплового узла.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Представлены результаты расчета для наиболее критичного случая криостатирования компонента с точки зрения энергетических затрат – криостатирования в магистрали приема компонента 9 в расходное хранилище 11. Особенность криостатирования в этом случае заключается в том, что на вход в магистраль 9 поступает компонент в парообразном состоянии с температурой 132 К, а на выходе температура компонента должна находиться в диапазоне от 95 до 109 К.

Исходные данные для расчета представлены в табл. 1.

Холодопроизводительность контура криостатирования такого трубопровода составляет 132 кВт.

На рис. 5 представлена зависимость холодопроизводительности контура криостатирования этого же трубопровода от массового расхода хладагента для различных массовых расходов компонента.

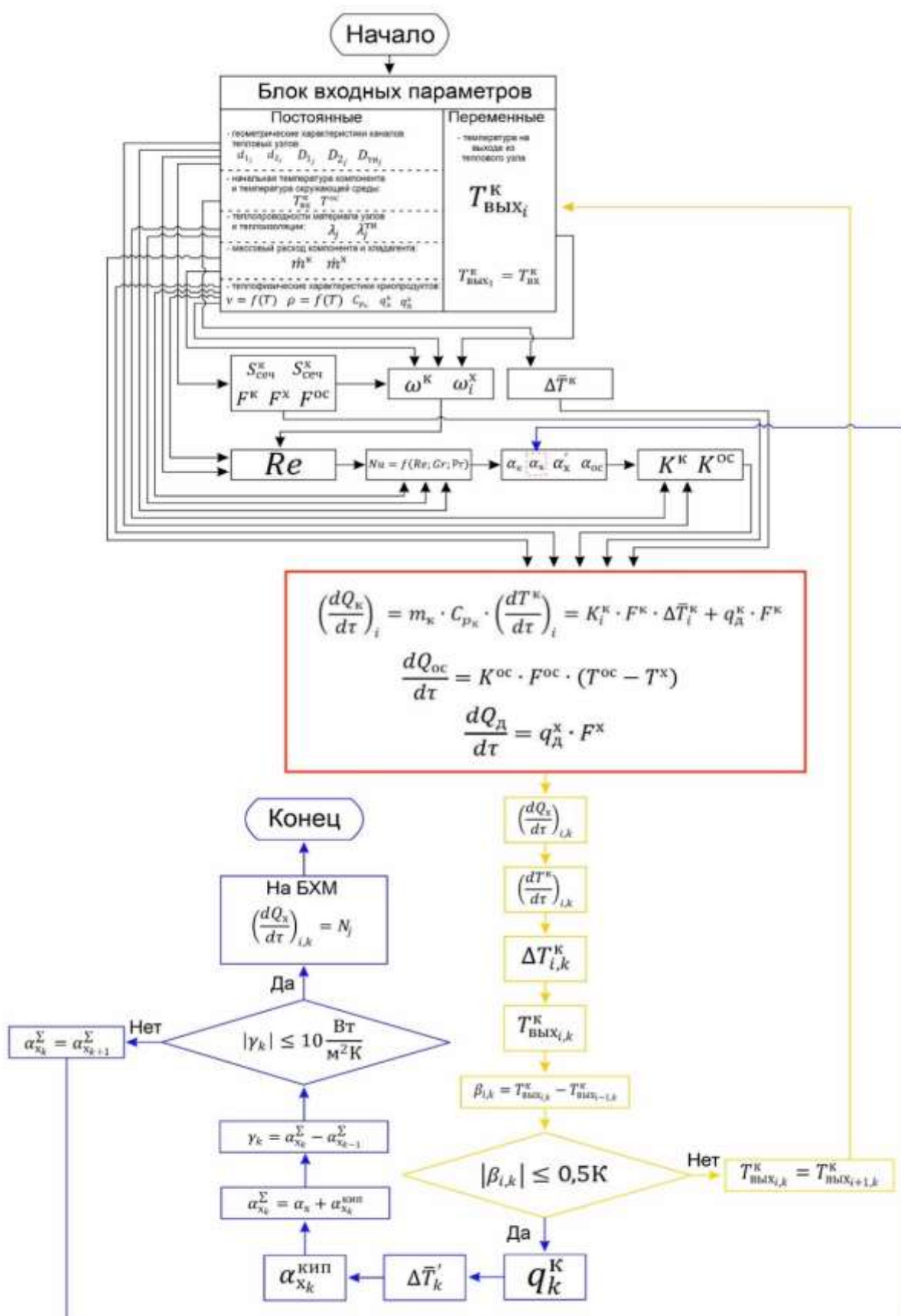


Рис. 4. Блок-схема алгоритма расчета холодопроизводительности контура криостатирования системы заправки СПГ

Таблица 1

**Исходные данные для расчета холодопроизводительности контура
криостатирования магистрали наполнения и слива баков РН**

Геометрические характеристики каналов тепловых узлов					
d_2 , м	d_1 , м	D_2 , м	D_1 , м	$D_{ти}$, м	l , м
0,08	0,09	0,14	0,15	0,35	50
Температурные характеристики			Теплопроводности материалов и теплоизоляции		
$T_{вхj}$, К	$T_{выхj}$, К	T^x	λ_j , Вт/мК	$\lambda_{ти}$, Вт/мК	
132	95-109	77	9	0,01	
Массовый расход компонента	Массовый расход хладагента	Плотность компонента	Плотность хладагента	Коэффициент кинематической вязкости компонента и хладагента	
m_k^p кг/с	m_x^p кг/с	ρ_k , кг/м ³	ρ_x , кг/м ³	ν_k , м ² /с	ν_x , м ² /с
1	0,1	424	808	0,000000246	0,00000021
Коэффициенты теплопроводности компонента и хладагента		Теплоемкость компонента и хладагента		Диссипация энергии компонента и хладагента	
λ_k , Вт/мК	λ_x , Вт/мК	C_k , Дж/кг·К	C_x , Дж/кг·К	q_d^k , Вт/м ²	q_d^x , Вт/м ²
0,174	0,15	3430	2023	0,5	0,25

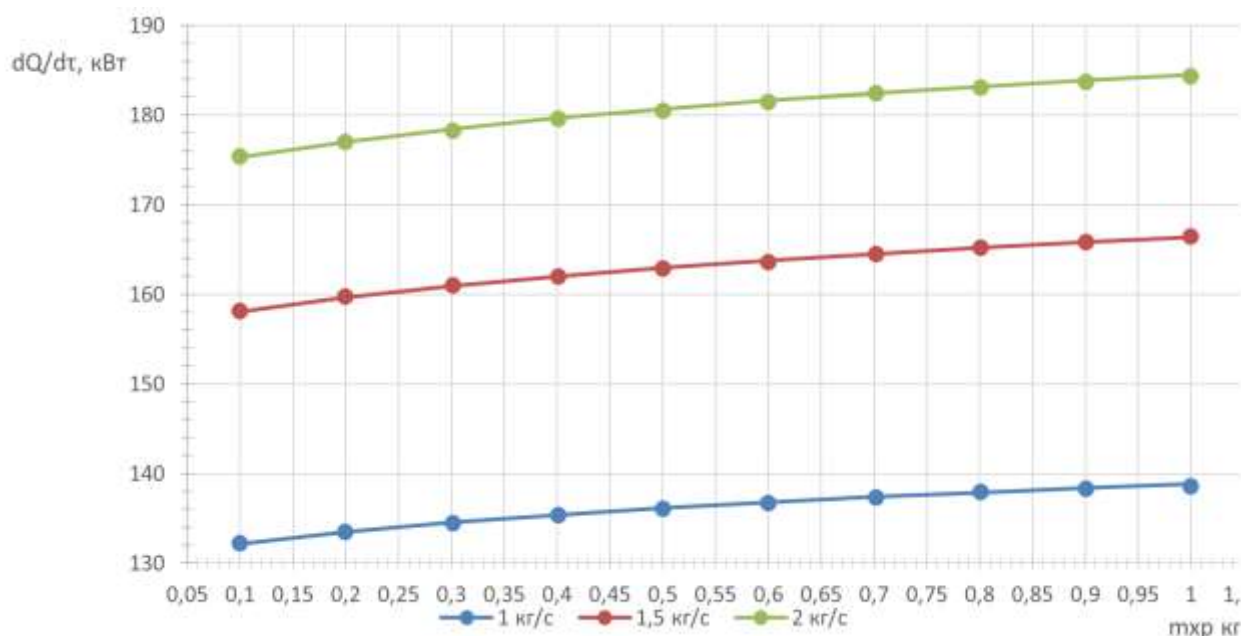


Рис. 5. Зависимость холодопроизводительности контура криостатирования магистрали приема СПГ от массового расхода хладагента при разных массовых расходах СПГ

Как видно при увеличении массового расхода компонента увеличивается количество тепла, которое необходимо отводить от него. Отведением тепла можно управлять посредством изменения массового расхода хладагента при протекании технологической операции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанный выше математический аппарат позволяет рассчитать холодопроизводительность контура криостатирования системы заправки СПГ при проведении конкретных технологических операций, реализуемую блоком холодильных машин. Полученные результаты являются исходными данными для расчетов агрегатов (например, детандеров) производства холода в блоке 13.

Кроме того, исходя из вышеизложенной логики расчетов, становится ясно, что на холодопроизводительность контура криостатирования большое влияние оказывают условия окружающей среды, формирующие внешний теплоприток к тепловым узлам. Блок холодильных машин должен иметь возможность регулирования по мощности в соответствии с изменением внешних тепловых потоков. Поэтому, с целью определения критических параметров работы блока холодильных машин 13 в зависимости от изменений условий окружающей среды, следует провести экспериментальные исследования по выявлению влияния факторов окружающей среды (например, влажности, температуры, скорости ветра и др.) на параметры работы теплоизоляции тепловых узлов.

Список использованных источников

1. Основы проектирования ракетно-космических комплексов / Г. П. Бирюков [и др.]. – СПб. : Алфавит, 2002. – 320 с.
2. Пономаренко В. К. Ракетные топлива : учебник. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – 428 с.
3. Изотов Н. И. Сжиженный природный газ. Технологии и оборудование. – М. : Газпром ВНИИГАЗ, 2013. – 306 с.
4. Краснов О. В. Безопасность эксплуатации сложных технических систем. – ВИКУ им. А. Ф. Можайского, 2002. – 230 с.
5. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Теоретическая физика : в 10 т. – М. : Наука, 1986. – Т. 6 : Гидродинамика. – 736 с.
6. Руденко В. Ф. Опыт создания систем газоподготовки для газовых локомотивов, работающих на СПГ // Транспорт на альтернативном топливе. – 2015. – № 3. – С. 45–50.
7. Результаты испытаний опытных образцов криогенных бортовых топливных систем для транспортных средств / С. П. Горбачев [и др.] // Автогазозаправочный комплекс + Альтернативное топливо. – 2009. – № 4. – С. 43–47.
8. Каганер М. Г. Тепловая изоляция в технике низких температур. – М. : Машиностроение, 1966. – 275 с.
9. Исследования адсорбционных свойств промышленных адсорбентов по инертным и сопутствующим им газам / Е. В. Вагин [и др.] // Труды ВНИИкриогенмаш. – М. : Машиностроение, 1971. – Вып. 13. – С. 255–264.
10. Залетаев В. М., Капинос Ю. В., Сургучев О. В. Расчет теплообмена космического аппарата. – М. : Машиностроение, 1979. – 208 с.
11. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1980. – 232 с.

12. *Малоземов В. В.* Системы терморегулирования космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1995. – 221 с.
13. *Алексеев В. П., Вайнштейн Г. Е., Герасимов П. В.* Расчет и моделирование аппаратов криогенных установок. – Л. : Энергоатомиздат. Ленинградское отделение, 1987. – 280 с.
14. *Житомирский И. С.* Физико-математические основы расчета систем криостатирования. – Киев : Наукова думка, 1990. – 224 с.
15. *Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомел А. С.* Теплопередача : учебник для вузов. – 4-е изд., перераб. и доп. – М. : Энергоиздат, 1981. – 416 с.
16. *Архаров А. М., Марфенина И. В., Микулин Е. И.* Теория и расчет криогенных систем : учебник для вузов по специальности «Криогенная техника». – М. : Машиностроение, 1978. – 415 с.

Н. А. Репях,
кандидат философских наук, доцент;
А. Н. Хрустова

КОСМОФИЛОСОФСКИЕ ТЕНДЕНЦИИ В ТВОРЧЕСТВЕ ВЛАДИМИРА ИВАНОВИЧА ВЕРНАДСКОГО

В статье рассматриваются космофилософские воззрения выдающегося отечественного ученого В. И. Вернадского – создателя учения о ноосфере, исследовавшего новые пути эволюции жизни и исторических преобразований в планетарном масштабе, методологические вопросы дифференциации и интеграции наук, проблемы диалектического взаимодействия науки и войны.

Ключевые слова: биогеохимические процессы, биосфера, ноосфера, жизнь, живое вещество, синтез наук, лучистая энергия, наука, война, гуманизм.

История человечества содержит сведения о многих выдающихся мыслителях, вклад которых в развитие самых различных отраслей знания бесценен. При этом немногие из них могли сформулировать глобальные и космические обобщения, синтезировать существующие знания об окружающем мире, сформировать целостное научное мировоззрение своей эпохи, и лишь некоторые обладали способностью к предвидению будущего, пониманию грядущих планетарных проблем и способов их решения. Достоянное место среди мыслителей такого масштаба по праву занимает наш соотечественник, выдающийся ученый-естествоиспытатель, философ Владимир Иванович Вернадский.

Сама жизнь в полной мере подтвердила правоту пророческих выводов ученого и их несомненную актуальность. Заслуживает особого внимания и то, что многие проблемы, сформулированные В. И. Вернадским более столетия назад, человечество продолжает решать и сегодня, чтобы сохранить жизнь на планете.

Владимир Иванович Вернадский прошел большой жизненный и профессиональный путь, на котором были как творческие победы и достойная оценка научного сообщества, так и неприятие некоторых его идей, а порой и враждебность, обвинения в «сползании к идеализму». Так, к началу 30-х годов XX века В. И. Вернадский, как и многие отечественные философы-космисты, сталкивается с преследованием и осуждением со стороны официальных философов. Об одном из инцидентов Владимир Иванович с огорчением писал, что в «думах ученого», который занимается биосферой, пытаются «вычитывать» и разыскивать, невзирая на банальность и комичность обвинений, неблагонадежные и злокозненные философские построения [1].

В целом отметим, что в судьбе и творчестве Вернадского отразились важнейшие события мировой и отечественной истории конца XIX – первой половины XX века, бурное развитие русской общественной мысли и естествознания.

Ученый оценивал современную эпоху не как эпоху кризиса, который волнует «слабые души», а как совершающийся лишь раз в столетие перелом научной мысли. Владимир Иванович отмечал, что во время этого величайшего перелома, равных которому не видели наши предки, открывается счастливое будущее, создаваемое и переживаемое новым поколением [2].

Однако сама жизнь, реальная историческая практика стали теми критериями истины, которые определили правоту идей В. И. Вернадского.

Авторы понимают, что в рамках одной статьи невозможно систематизированно изложить, даже в сжатой форме, учение В. И. Вернадского. Своей задачей они видят представление актуальных космофилософских идей ученого, при этом обратив особое внимание на его исследование принципиально новых путей изучения жизни и ее исторических преобразований в

планетарном масштабе, на методологические вопросы дифференциации и интеграции наук, а также на проблему диалектического взаимодействия науки и войны.

Сама идея превращения человечества в решающий фактор биосферных преобразований получила научное признание еще до работ В. И. Вернадского. Здесь необходимо отметить труды крупнейших ученых XIX века – авторов эволюционных концепций (Ж.-Б. Ламарк, Ч. Лайель, Ч. Дарвин, Г. Марш, В. Докучаев и др.), в которых отчетливо звучали идеи о возрастающем воздействии человеческой жизнедеятельности на эволюцию природы. Ч. Шухерт и Д. Леконт предлагали называть новую эру в истории человечества психозойской, а А. П. Павлов – антропогенной. Известный отечественный ученый А. Е. Ферсман, оценивая всевозрастающее воздействие техники на природу и жизнь общества в целом, использовал в определении новой эпохи категорию «техносфера».

Владимир Иванович для описания нового этапа в истории Земли пользуется термином «ноосфера». Впервые он был введен в научный оборот Э. Леруа, кроме того, широко использовал его в своих трудах и Тейяр де Шарден.

Идея о переходе биосферы в ноосферу как о неизбежном и закономерном процессе впервые высказывается ученым в статье «Автотрофность человечества», опубликованной на французском языке в 1925 году. «Ноосфера» В. И. Вернадского в содержательном плане принципиально отличается от теологического и идеалистического понимания этого термина его предшественниками. Для отечественного ученого это не просто некий «мыслящий пласт», завершающий свое развитие на высшем этапе психогенеза осознанием тождества окружающего мира с так называемой точкой «Омега» (Тейяр де Шарден) или вершина эволюции живого, достигнутая духовным творчеством (Э. Леруа). Ноосфера В. И. Вернадского – это единый организм, составляющими компонентами которого выступают литосфера, гидросфера, атмосфера и органический мир, преобразованный человеческим разумом.

В XX веке, как подчеркивает В. И. Вернадский, человек благодаря своему разуму и труду занимает не только особое положение, хотя представляет незначительную «массу вещества планеты», но и охватывает всю биосферу, а человечество в целом становится единым. И далее ученый делает важнейший вывод, что «человечество, взятое в целом, становится мощной геологической силой. И перед ним, перед его мыслью и трудом, становится вопрос о перестройке биосферы в интересах свободно мыслящего человечества как единого целого». Это новое состояние биосферы, подчеркивает он, к которому мы, не замечая этого, приближаемся, и есть «ноосфера» [3].

Сущность ноосферы, таким образом, определяется В. И. Вернадским как «новое геологическое явление на Земле, а крупнейшей геологической силой на планете становится человек». Он может и должен перестраивать своим трудом и мыслью область своей жизни, перестраивать коренным образом ее по сравнению с тем, что было раньше. Перед человеком открываются все более и более широкие возможности, читаем мы у В. И. Вернадского. Именно человеческая деятельность становится решающим фактором воздействия на природу, ее преобразование в целях удовлетворения всевозрастающих материальных и духовных потребностей людей.

Формирование ноосферы у В. И. Вернадского – это не стихийный процесс. Она является закономерной стадией развития биосферы как целостной системы. Однако становление сферы разума возможно только посредством рационального преобразования окружающей среды и обязательно совместными усилиями всего человечества. В связи с этим, подчеркнем отдельно, ученый, как никто ранее, реально оценивал вступление человечества лишь в начальную стадию ноосферного мышления и действия. Более того, исследуя особенности органической эволюции в современной ему стадии биосферы, он с нескрываемой тревогой замечал реальные последствия природопреобразующей деятельности человека [4].

Как известно, статья В. И. Вернадского «Несколько слов о ноосфере» была опубликована за год до смерти автора. И лишь по истечении нескольких десятилетий к сформулированным в ней идеям обратились многие и многие специалисты, что объективно было обусловлено

бурным развитием индустриальной цивилизации. Актуальность проблемы явно усилилась в XXI веке.

Наступил период, когда человек почувствовал себя полновластным хозяином окружающей природы, способным безгранично покорять ее для своих таких же безграничных потребностей. Но истина состоит в том, что безудержный научно-технический прогресс, отсутствие либо полное игнорирование научных прогнозов его последствий и безответственность за принимаемые решения потребовали переосмысления ценностей человеческого бытия, осознания реальной угрозы человеческому существованию. И в числе первых ученых, мыслителей, призывавших к новому мышлению, был Владимир Иванович Вернадский. Пророческими стали его идеи о неразрывной связи человека с «той земной оболочкой, где может только существовать жизнь». «И эта независимость, – считал он, – физически не может быть ни минуты» [5].

В ноосферных идеях В. И. Вернадского признавался тот факт, что человеческая деятельность в результате достижений науки превратилась в геологический фактор и оказывает глобальное воздействие на происходящие на Земле процессы. Владимир Иванович писал, что еще не вполне осознано то небывалое время, в которое вступило человечество в XX веке. Это исключительно важное время, переломное, а по существу – новая эпоха жизни на планете. Ученый указывает на возможность (в наше времени это и острая необходимость) решения резко обострившихся проблем взаимодействия человека и природы – глобальных проблем современности. И их решение, убежден В. И. Вернадский, возможно только совместными усилиями стран и народов. «Нельзя, – писал он, – безнаказанно идти против принципа единства всех людей как закона природы».

В отличие от своих предшественников В. И. Вернадский на научной основе представил становление человеческой деятельности не только как решающий фактор эволюции биосферы, но и как объективный закономерный процесс.

Широко распространено мнение, что В. И. Вернадский пришел к учению о ноосфере, опираясь главным образом на результаты геологических исследований и более широко – учения о биосфере. По мнению авторов, такая позиция требует конкретизации и существенного уточнения, что обязывает нас исследовать эволюцию научного творчества ученого.

Прежде всего отметим, что собственно геологическая теория у В. И. Вернадского выступает лишь как объяснение геологических процессов, которые, в свою очередь, явились своеобразным субстратом, обеспечивающим протекание на нем процессов социальных. Идеи, лежащие в основе теории ноосферы, значительно шире любой геологической теории, так как охватывают качественно иную сферу – социальную сферу, функционирующую на основе разума. Ноосфера, писал В. И. Вернадский, есть состояние такого рода, в котором проявляется разум человека и направляемая им работа, что представляет собой небывалую геологическую силу на планете [3].

Используя принцип историчности (и это нужно выделить особо!), В. И. Вернадский определил развитие нашей планеты в виде тесно взаимосвязанных и последовательно меняющихся, но качественно отличных друг от друга форм движения материи. Указанная диалектическая закономерность была представлена ученым как смена эпох в истории Земли: протерозой, палеозой, мезозой, кайнозой. Каждая из названных эпох не только характеризовалась отличным геологическим составом, но и свидетельствовала о форме жизни на планете.

Изучение биогеохимических процессов привело В. И. Вернадского к выводу о необходимости исследования оболочки Земли, в которой происходят эти процессы. Такая оболочка нашей планеты получила название биосфера [4].

Отметим, что сам термин «биосфера» имеет давнюю историю, но В. И. Вернадский наполняет его новым содержанием. Вначале он называл биосферу «областью жизни». Но затем вместо категории «жизнь» вводит понятие «живое вещество», полагая, что последнее есть совокупность живых организмов. Он аргументирует свою позицию тем, что якобы жи-

вое существо подтверждаемо эмпирически и исключает входящие в понятие «жизнь» философские, религиозные, эстетические, художественные и другие аспекты.

Отметим, что В. И. Вернадский представил ноосферное мышление как космическое, но не в терминах мистицизма и натурфилософии, а на строго научной основе, главным образом на базе естествознания. В XX веке, пишет ученый, понятие «биосфера» стремительно наполняется научным содержанием и начинает вполне оправданно пониматься как планетарное явление космического характера. Также Владимир Иванович подчеркивает, что космическим происхождением обладает энергия, придающая биосфере обычный облик. Исходящая из Солнца космическая лучистая энергия превращается в земную энергию, химическую благодаря живым организмам и «совокупности жизни», создавая бесконечное разнообразие мира [2].

Размышляя о жизни, В. И. Вернадский отмечает, что идея ее космического происхождения существовала давно. Известно, что наиболее отчетливо она была сформулирована в XVIII веке Х. Гюйгенсом в его книге «Космотеорос», и В. И. Вернадский называет такую позицию «принципом Гюйгенса». Напомним, что в России работа Гюйгенса была впервые издана по указанию Петра I, но получила название «Книга мирозрения».

В своей работе «Несколько слов о ноосфере» В. И. Вернадский делает важный космофилософский вывод о том, что жизнь (живые организмы) реально существует не только на одной нашей планете, не только в биосфере Земли. Он заявляет, что этот факт установлен «без сомнений пока для всех так называемых земных планет – Венеры, Земли и Марса». Более того, Владимир Иванович пророчески предсказывает как реальность полет человека в космос. Он пишет, что «...в будущем нам рисуются как возможные сказочные мечтания: человек стремится выйти из предела своей планеты в космическое пространство. И, вероятно, выйдет». Напомним, что написано это было в 1944 году [6].

Новаторской попыткой В. И. Вернадского, представляющего жизнь космическим процессом, становится прочтение периодической системы химических элементов Д. И. Менделеева. Стремление к синтезу естествознания проявилось при рассмотрении закона Д. И. Менделеева в единой взаимосвязи с закономерностями биологической миграции атомов, а еще шире – с сущностью живого. И сама жизнь в этой связи у В. И. Вернадского выступает в виде единого процесса, который охватывает все вещество верхнего слоя планеты.

В творчестве В. И. Вернадского нашла отражение традиция, берущая начало от И. Канта, Ф. Шеллинга, Г. Гегеля, Ф. Энгельса. Она выразилась в стремлении к синтезу различных отраслей знания и формированию на такой основе системного построения единого теоретического естествознания. Данный методологический подход предопределил эволюцию научного творчества В. И. Вернадского, что нашло выражение в новых тенденциях его миропонимания и проявилось в синтезе научных знаний. По сути дела, уже его теория биосферы стала поворотным пунктом в развитии естественных наук – от процессов дифференциации к их синтезу. В теории ноосферы В. И. Вернадский осуществляет синтез естественных и общественных наук.

Еще со студенческих лет В. И. Вернадского отличало стремление к системному подходу в изучении любых явлений и процессов окружающей действительности, к рассмотрению их в развитии и взаимосвязи. И диалектический подход познания окружающего мира всегда применялся В. И. Вернадским с позиций историзма.

Понимание В. И. Вернадским единства науки было достаточно многоплановым и представлялось как единство наук фундаментальных и прикладных, естественных и общественных, как единство различных научных дисциплин и т. д. Междисциплинарные исследования ученого способствовали зарождению современной радиогеологии, радиохимии, геохимии, гидрохимии и др. В. И. Вернадский явился создателем новой науки – биогеохимии [7].

Нельзя не отметить актуальности идей В. И. Вернадского в отношении интегративных процессов, происходящих в современном научном знании, которые потребовали системного подхода в научном познании и обобщении его результатов. Актуально сегодня звучат его

слова о том, что рамки отдельной науки не дают возможности точно установить область научного знания и охарактеризовать научную мысль, работу ученого-исследователя, поскольку в наше время специализируются в первую очередь «по проблемам», а не «по наукам».

Своеобразие понимания В. И. Вернадским науки состоит в признании объективности ее содержания. Он пишет, что достаточно много существует религий, философий, традиций, обычаев и т. д. Однако наука одна и едина, подчеркивает ученый, и, хотя количество наук постоянно растет, они «связаны в единое научное построение и не могут логически противоречить одна другой» [8].

Гуманизм В. И. Вернадского отчетливо проявился в его отношении к вопросам войны и мира. В этой связи актуальным, по мнению авторов, остается осмысление В. И. Вернадским этических аспектов взаимосвязи науки и войны. Данная проблема наиболее отчетливо представлена в его публицистической статье «Война и прогресс науки» (1915), опубликованной в сборнике «Чего ждет Россия от войн» [9].

Первая в истории человечества мировая война стала великим потрясением, однако готовилась она, считает В. И. Вернадский, десятилетиями. Война оказала существенное воздействие на все без исключения стороны жизни общества, в том числе и на науку.

Война, писал В. И. Вернадский, изменила представления о злободневности решаемых задач, а также о перспективах дальнейшего социального развития. Следствием войны, предвидел Владимир Иванович, станет новый миропорядок.

Грандиозный по размаху и возможным перспективам перелом произошел в конце XIX – начале XX века в естествознании. По времени он предшествовал войне. Однако именно война обусловила еще более существенные изменения в политической сфере и настроениях «широких народных масс, творящих историю». Война, утверждает В. И. Вернадский, заставляет людей как граждан своей страны «задумываться и приходить к пониманию происхождения войны».

Вернадский отмечал, что война самым глубинным образом повлияла на общественное сознание в масштабах человеческой цивилизации. Ее варварский, бесчеловечный характер проник в область человеческой психики и вызвал острое неприятие милитаризма как государственной системы. Ученый убежден, что в ближайшем будущем степень влияния милитаризма будет значительно ограничена. В этих целях, пишет он, механизмы и средства политического воздействия и противодействия милитаризму международных организаций должны быть значительно усилены деятельностью ученых и научных организаций.

Оценив, пусть и в самом общем виде, влияние войны на социальные процессы, В. И. Вернадский более пристальное внимание обращает на анализ диалектической взаимосвязи войны и науки. Причем последняя его интересует главным образом как точная наука или естествознание.

Прежде всего, В. И. Вернадский заключает, что война, вызванная разнообразными причинами, не может быть «остановлена» наукой. Более того, расцвет точного знания, значительный подъем научного творчества и возможностей науки, как отмечает В. И. Вернадский, будут способствовать развитию военного искусства. И новая война, предсказывает он, несомненно, будет несоизмеримо масштабнее по своим бедствиям и разрушениям. В этой войне к решению задач военного характера, пишет ученый, все больше применяется научная тактика. Появление невиданных ранее многомиллионных армий потребовало научных знаний для своей организации и управления. В целях достижения новых задач разрабатывается и используется самая совершенная для своего времени и одновременно самая разрушительная техника – артиллерийские орудия, новые взрывчатые вещества, аэропланы и др.

Наряду с этим, несмотря на страшные последствия, война, отмечает В. И. Вернадский, самым активным образом воздействует на научное творчество, способствует появлению новых объектов научных исследований. Причем, подчеркивает он, мы находимся в «самом начале достижимых научных приложений к военному искусству». И тут же В. И. Вернадский делает

вывод — человечество будут ожидать еще большие бедствия, если научная мысль в этом направлении не будет ограничена «силами человеческого духа и более совершенной общественной организацией». Движущей силой развития науки в интересах военного дела будет выступать формирующееся в ходе войны «осознание государственной необходимости ее использования». С этой точки зрения им подчеркивается изобретательская, индивидуальная творческая деятельность, масштабное ее осуществление.

Применение научных достижений в военном деле, дальнейшее развитие науки, пишет В. И. Вернадский, вынуждены будут осуществлять и победители, и побежденные. Он отмечает, что самым серьезным образом негативно повлияла на науку война 1914–1915 годов и тем, что средства, ранее направляемые на науку и культуру, использовались на разрушительные цели. Многие ученые и тысячи талантливых людей, которые в перспективе могли бы стать крупными учеными, были отвлечены от научной работы.

Наибольший урон, по мнению В. И. Вернадского, был нанесен научному сообществу, которое потеряло возможность общения и взаимодействия. А ведь именно посредством различных форм международного сотрудничества в последние десятилетия начал выражаться идеал научного единства. И именно на этой организационной форме научной деятельности самым негативным образом сказалось влияние войны.

Более других потеряли свои позиции в этом направлении немецкие ученые, сделавшие, по мнению В. И. Вернадского, очень много для развития науки и международного сотрудничества. Мировой узел научного развития, делает он вывод, перемещается в Соединенные Штаты Америки.

Гуманной стороной войны В. И. Вернадский называет то обстоятельство, что она не только тесно связана с ростом научных знаний и техники, но и в перспективе будет проявляться как в решении задач обороны, так и, что еще более важно, в послевоенном восстановлении страны. Называя такую функцию войны защитительной, В. И. Вернадский указывает на то, что она должна приобрести главенствующее значение, дабы не довести цивилизацию до самоуничтожения. Конечно, сделать это, заключает ученый, чрезвычайно трудно. Однако и не более утопично, чем попытки достижения целей политического переустройства общества либо использования возможностей нравственного или религиозного воспитания в целях осознания человечеством угрозы самоубийства.

Война оказывает мощное влияние на экономику. Первая мировая нанесла весомый экономический ущерб Европе. Восстановление экономики, считает В. И. Вернадский, невозможно без значительного напряжения сил и средств и потребует существенного роста производительности труда. Достижение этой задачи возможно в первую очередь посредством увеличения мощности «научной техники».

Актуальными, по мнению В. И. Вернадского, становятся перспективные возможности научной деятельности для России, особенно в решении конкретных задач устранения последствий войны. Прежде всего, необходимо преодолеть экономическую отсталость и зависимость от Германии, что может быть достигнуто посредством максимального использования отечественного «достояния». Это, несомненно, потребует серьезных научных исследований — своеобразной ревизии отечественных производительных сил.

С горечью пишет В. И. Вернадский о том, что в России прилагается недостаточно усилий для изучения собственных природных богатств с целью их освоения. Примером для нас, отмечает он, могут служить США, где научной деятельности в этом направлении оказывается колоссальная поддержка со стороны государства.

В. И. Вернадский не оставляет без своего внимания и проблемы нравственной ответственности ученых. Он пишет, что область приложения естествознания, точного знания вообще-то далека от этики. Техника может быть обращена и на добро, и на зло. Вместе с тем, уверен Владимир Иванович, ученый — естествоиспытатель в определенной степени выступает «фактором этического характера». Исследуя природу, ученый тем самым уже способствует уве-

личению производительности труда. Но еще более существенно это проявляется в борьбе с «бедствиями и несчастиями, болезнями и нуждой».

Не кто иной, как именно В. И. Вернадский, в 1938 году, в канун Второй мировой войны, пророчески предсказал, что возникшее в ученой среде чувство моральной ответственности за происходящее неминуемо должно обратиться в реальные действия ученых, направленные против использования науки в интересах войны.

Изучение трудов Владимира Ивановича Вернадского убедительно доказывает, что его мировоззрение – сложнейший духовный феномен. В творческом преобразованном виде оно впитало главнейшие результаты научного познания многих поколений ученых, в том числе достижения мировой философской мысли.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Обобщая рассмотренные в статье актуальные космофилософские идеи В. И. Вернадского, отметим, что они позволяют глубже понять жизнь Земли, ее прошлое и, что особенно важно, возможное будущее. Такое понимание пронизывает наше бытие и создает теоретические предпосылки для научного предвидения. Многие идеи великого ученого актуальны и опережают день сегодняшний, они еще ждут своего признания, оценки и реализации как в науке, так и в различных сферах человеческой деятельности. Немаловажное нравственное воздействие идей и личности В. И. Вернадского, гуманизм и обаяние его мысли имели влияние как на современников, так и на многие последующие поколения российской научной интеллигенции и молодежи. Его раздумья о добре и зле, осознание личного долга перед народом и нравственной ответственности ученых за будущее человеческой цивилизации особо значимы для нас, живущих в XXI веке.

Список использованных источников

1. Репях Н. А. Философия русского космизма // Философские проблемы освоения космоса : мат. историко-философ. чтений / сост. Ю. Н. Антонов, Е. В. Ершов; под общ. ред. В. В. Копорева. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2005. – С. 18–51.
2. Вернадский В. И. Философские мысли натуралиста. – М. : Наука, 1988. – 520 с.
3. Автотрофность человечества // Русский космизм: антология философской мысли / сост., предисл. к текстам С. Г. Семеновой, А. Г. Гачевой; вступ. ст. С. Г. Семеновой; прим. А. Г. Гачевой. – М. : Педагогика-Пресс, 1993. – С. 288–303.
4. Вернадский В. И. Биосфера и ноосфера. – М. : Рольф, 2002. – 571 с.
5. Вернадский В. И. Размышления натуралиста. – М. : Наука, 1977. – Кн. 2 : Научная мысль как планетарное явление. – 191 с.
6. Несколько слов о ноосфере // Русский космизм: антология философской мысли / сост., предисл. к текстам С. Г. Семеновой, А. Г. Гачевой; вступ. ст. С. Г. Семеновой; прим. А. Г. Гачевой. – М. : Педагогика-Пресс, 1993. – С. 303–311.
7. Вернадский В. И. Избранные труды по истории науки. – М. : Наука, 1981. – 359 с.
8. Вернадский В. И. О науке : в 2 т. / Российская академия наук; Институт истории естествознания и техники им. С. И. Вавилова. – Дубна : Феникс, 1997. – Т. 1 : Научное знание. Научное творчество. Научная мысль. – 576 с.
9. Вернадский В. И. Война и прогресс науки // Публицистические статьи. – М. : Наука, 1995. – С. 219.

A methodological approach to assessing the frequency of observation of emergency areas by Earth remote sensing spacecraft, taking into account the expansion of the orbital constellation / A. I. Astafiev, G. N. Demchenko, M. A. Kukushkin, A. U. Hasanov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 6–15.

A methodological approach is proposed to assess the frequency of emergency monitoring by Earth remote sensing spacecraft, taking into account the increase in its orbital grouping in a dynamically changing environment. The application of the methodology developed by the authors will increase the possibility of monitoring areas in which emergency situations occur. Unlike existing methods and techniques, this work additionally provides for the possibility of developing proposals for increasing the orbital constellation of remote sensing spacecraft to improve the frequency of observation, taking into account the rational choice of parameters for the launch trajectories of the spacecraft for remote sensing of the Earth.

Key words: area of emergency situations, frequency of observation, spacecraft for remote sensing of the Earth, building up the orbital groupings.

Automated aviation system multivariate modeling for the effectiveness evaluating of remote area multi-route aerial survey / A. N. Grigorev, D. N. Komrakov, E. V. Konnov, D. S. Korshunov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 16–28.

The paper systematizes an approach to the development of mathematical models of an automated aviation surveillance system designed to study large remote areas of the Earth's surface using a survey complex. The relevant applied tasks are solved under conditions to which, when formalized, different combinations of constraints and assumptions can reasonably be applied. Based on the mathematical description of the aviation system, various modeling options are presented with an approach to the development of analytical models aimed at evaluating the effectiveness of multi-route optoelectronic aerial photography. A set of ready-made solutions has been developed for a significant number of variants of the system model, differing in the completeness of accounting and the combination of selected survey factors. Using the example of the technical characteristics of a conditionally real system equipped with an optoelectronic complex, a computational experiment was performed, the results of which confirmed the possibility of selecting the parameters of a multi-route survey of a site that is optimal in terms of the effectiveness of solving the problem.

Key words: automated system, efficiency indicator, effectiveness of multi-route aerial survey, analytical modeling, aircraft, optoelectronic complex.

An algorithm for evaluating the informativeness of aircraft recognition features / Y. S. Dokuchaev, S. V. Maksimovich, A. L. Feder, G. A. Yurin // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 29–34.

The article proposes an algorithm for calculating the weighting coefficients of recognition features, that determine their informativeness (importance), for subsequent optimization of the feature space when recognizing an aircraft class according to the principle «an airplane with a turbojet engine – is an airplane with a turboprop the engine – is a helicopter – rocket – unmanned aerial vehicle». This approach allows you to select a subset of significant features to human activity.

Key words: weighting coefficients of features, importance of features, informativeness, decision tree, Gini index, recognition, signs.

Zabuzov V. S., Zakharov I. V., Musallam A. I. The model of the functioning degrading on-board computer system of a mobile object in conditions of sudden massive failures // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 35–42.

The development ways of the architecture of on-board computing facilities of mobile objects are briefly analyzed in this publication, as well as the prospects for reconfigurable on-board information-computer systems (ICS). The features of the organization and functioning of the on-board ICS of a mobile object based on computing modules, implemented on Field-Programmable Gate Arrays (FPGA) are noted. The model of the functioning of the on-board ICS of a mobile object with the functional reassignment of its elements in conditions of sudden massive failures is proposed. Examples of modeling results are given. The advantages and advisability of using the developed model are noted.

Key words: mobile object, on-board computing system, reconfiguration, FPGA.

Zabuzov V. S., Musallam A. I. The genetic algorithm of reconfiguration planning of the information-computing system of a mobile object // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 43–49.

The task of selecting configurations of the on-board information-computing system (ICS) of a mobile object based on FPGA computing modules is set. The advisability of genetic algorithms (GA) as an approach to solving high-dimensional combinatorial optimization is noted; the essence of GA is briefly described. A method for formalizing ICS configurations and its operating modes is proposed. The features of constructing GA operators as applied to the problem being solved and its implementation are brought to light. An example of an application of the developed algorithm is given and it is shown that it has a sufficiently high convergence rate, and also differs from known approaches to managing computing processes by adapting the GA of suboptimal search to solve the problem of multidimensional optimization of ICS control based-on FPGA reconfigurable computers.

Key words: genetic algorithm, FPGA, reconfiguration.

Karytko A. A., Khalikov E. M. Methodology for analyzing the dynamic and diffusion component of the multi-satellite orbital constellation management strategy based on the SRS-method // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 50–60.

Based on the data on the motion parameters of the multi-satellite orbital grouping of the Starlink satellite communication system, presented in the TLE format, distributed on the Internet, using the sliding separation of scale-shift mixtures, an analysis of changes in the strategy for controlling the motion parameters of spacecraft included in multi-satellite orbital groups is carried out. The trends in changes in the estimates of the mathematical expectation and the standard deviation of the rate of change of the semi-major axis parameter and the orbital plane inclination are presented for the Starlink system spacecraft deployed in orbital planes with inclinations of 43 and 53 degrees during 2022, 2023 and 2024 years. The possibility of using the method of sliding separation of scale-shift mixtures to solve the problem of identifying and detecting the main stages of implementing a priori unknown strategies for controlling the motion of spacecraft in multi-satellite orbital groups is demonstrated.

Key words: method of sliding separation of scale-shift mixtures, multi-satellite orbital groups, the system of forecast the motion parameters of dynamic objects.

Kolpin M. A., Privalov A. E., Khlebnikov S. G. Methodology for evaluation of control efficiency of cyber physical monitoring system of remote objects // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 61–73.

The article proposes a methodology for evaluating the effectiveness of controlling the cyber physical monitoring system (CFSM) of remote objects, based on the theory of continuous Markov processes. Using the concept of cyber-physical systems, the possibility of developing a unified approach to solving the problem of evaluating the control efficiency of various monitoring systems for remote objects was justified and the problem was mathematically set. A structure of a continuous

Markov model describing the process of functioning of the Markov model is proposed, as well as relationships for calculating the transitions between the states of the Markov model are justified. The results of numerical studies of control efficiency are presented on the calculated example.

Key words: cyber physical system, Markov model, remote monitoring, management system, management efficiency.

Avksentyev A. A., Kotiashov E. V. Shortest line method, which use unequal precision information from cameras for cosmic object coordinates calculation // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 74–80.

Shortest line method, which use unequal precision information from cameras for cosmic object coordinates calculation is developed. Using two cameras angular dispersions, distances from two cameras up to the shortest line between lines of vising, dispersion of the object position on the shortest line is calculated. Using two dispersions of the object position on the shortest line the most likely object position on the shortest line is defined. Calculations confirm convergence of results to true coordinates of space object.

Key words: Shortest line method, cosmic object coordinates, spacecraft, line of vising, mistakes of measurements.

Valishin M. S., Novikov E. A., Rakhimov R. R. Development of an algorithm for controlling packet traffic in the channels of communication and data transmission systems in the interests of scattering control based on the application of the theory of smooth manifolds for linearizing transformation // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 81–91.

The article considers the issue of applying the theory of smooth manifolds for transforming an affine system of homogeneous differential equations to a linear form. As such a system, a model of packet traffic servicing in the interests of spacecraft control is considered, described, in turn, by a system of non-stationary Kolmogorov-Chapman equations. The Pontryagin maximum principle of L.S. is applied to the linearized system in the canonical form of Brunovsky. to solve the stabilization problem, and an inverse transformation is performed, allowing the formation of control of the original affine system.

Key words: non-stationary queuing system, Kolmogorov-Chapman equation, ground control complex, spacecraft, affine system.

Karpov K. V., Sholokhov A. V. A method for correction a terrain navigation system aided by a digital road map and a vision system information // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 92–103.

A method for correction a terrain navigation system aided by a digital road map and a vision system information is considered. The purpose of the correction is to increase the accuracy of the coordinates of a terrain object location and the azimuth orientation in the autonomous navigation system. This uses redundant information from the digital road map and the vision system is used. The Kalman filter is used to evaluate the parameter estimates.

Key words: digital road map; terrain navigation system; vision system; Kalman filter; dead reckoning principle; lateral deviation.

Kleytionov V. V., Novikova E. V. Application of sounding laser bunches with various angular divergence at formation of the artificial guide star in land-based adaptive optical telescopes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 104–111.

In the article application of wide and narrow sounding laser bunches for formation of the laser guidance star used in the course of indemnification of atmospheric distortions in land adaptive optical telescopes at supervision of space objects of a natural and artificial origin is considered.

The factor of correlation of casual displacement of the energy centres of images of an observable artificial guidance star and site of space object in a focal plane of a telescope is estimated.

Key words: adaptive optics, atmospheric turbulence, a laser guide star, image chatter, factor of angular correlation.

Polygraphic complexes and reproduction processes systems of operational provision of geospatial data as purposeful technical systems and purposeful processes / P. Y. Agapov, A. V. Gomzyakov, A. V. Solovyov, I. V. Chernov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 112–121.

The article is the starting point in solving the problem of developing an apparatus for analyzing the quality of polygraphic systems and complexes for the rapid replication of geo-images, as well as synthesizing these systems and complexes in order to increase the efficiency of operational provision of highly detailed geospatial information in analog form.

Generalized indicators of the characteristics of polygraphic systems and complexes; processes of replication of geo-images; generalized requirements for the results of replication of geo-images; generalized criteria for evaluating the quality of the results of the operation of replication of geo-images; models of the indicator of the effectiveness of the process of replication of geo-images are presented and substantiated.

Key words: operational polygraphy, replication, reproduction, geo-images, purposeful process, purposeful system, efficiency.

Alekseev V. F., Ermakov N. N., Zhbanov K. K. Justification of the algorithm for interpolation of heights of irregularly located points into nodes of a regular grid when creating digital eliminatory models // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 122–128.

The article provides a brief analysis of the main methods for interpolating irregularly located normal heights, obtained from processing Earth remote sensing data, into nodes of a regular grid. The main equations of the interpolation methods are shown. The results of experimental studies in three areas with different relief complexity are presented, proving the feasibility of using analytical splines and/or mean square forecast to solve the target problem.

Key words: digital elevation model, interpolation, analytical spline, weighted mean interpolation, mean square forecast, mean square divergence, Markov models, dispersion, correlation radius.

Alekseev V. F., Morozov E. B. Methodology for calculating the components of the evasion of the permer line by numerical differentiation of the quasi-geoid // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 129–134.

The article proposes a method for calculating the components of the deviation of a plumb line in the planes of the meridian and the first vertical based on the initial values of the height anomalies specified irregularly in a local region of the earth's surface. The method involves recalculating the initial information onto a plane surface, calculating the heights of the quasigeoid at given points using the weighted average interpolation method, and forming the functions of the quasigeoid heights in the required directions using the approximation of the latter by an algebraic polynomial of the second degree. The results of the experiment confirm the efficiency of the proposed approach.

Key words: anomalous gravitational field of the Earth, quasigeoid heights, components of the deviation of the plumb line in the planes of the meridian and the first vertical, weighted average interpolation, algebraic polynomial, flat rectangular coordinates of a point.

Dmitrikov G. G., Nikishechkin A. L., Semenuk S. S. Model of combining heterogeneous estimates of angular coordinates of space objects // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 135–145.

The article presents the results of mathematical modeling of the process of combining the results of observations of space objects obtained from optical and radio equipment. In the course of modeling, options for averaging and weighted summation of estimates of angular coordinates of objects from optical and radio equipment are considered. Based on the simulation results, the application of the method of weighted summation of estimates of the angular coordinates of the objects of observation according to the criterion of minimum standard deviation is justified.

Key words: combination of heterogeneous estimates, estimates of angular coordinates, weighted summation of estimates of coordinates, angular coordinates of space objects.

Investigation of the accuracy of determining the coordinates of points in real time from single base station / D. O. Medyanikov, S. N. Pechnikov, A. V. Prokofiev, D. V. Sergeev Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 146–154.

The article presents the results of field studies of the accuracy of determining the coordinates of points in real time, depending on the distance to the base station with using protocols for transmitting corrective information RTCM 3.0 and RTCM 3.2. The research has been completed on topographic polygon «Lehtusi».

Key words: base station, rover, real time kinematic, absolute error of measurement.

Selecting a machine learning model and a method for interpreting its results to solve the problem of detecting errors in executable firmware files of telecommunication devices / D. N. Biryukov, V. V. Danilov, A. S. Dudkin, V. Y. Russu // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 155–168.

The article provides a comparative analysis of existing machine learning models for solving the problem of LLVM IR pseudocode classification and methods for interpreting their results. Interpretation methods help to detect functions with errors in the code of telecommunication equipment (TE) firmware, on the basis of which the model made the classification. Having information about the presence of vulnerable functions in TTE firmware, it is possible to build possible attack vectors of an external intruder and generally assess the state of the system's security.

Key words: information protection, vulnerability search automation, firmware unpacking automation, information security.

Dudkin A. S., Kompaniec R. I., Yarotsky G. D. Controlling linux-process execution using dynamic containerization // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 169–176.

The built-in tools of the Linux kernel are considered: Namespaces, Seccomp-BPF, Cgroups, Linux capabilities. The capabilities they provide for containerizing processes, preventing «escape» from the container, limiting system calls and capabilities available to an isolated process are described. An approach is presented to embedding an already running process into an isolated environment, which makes it possible to ensure the safety of the system, even if the process is infected.

Key words: process, container, Linux Namespaces, Seccomp-BPF, Cgroups, Linux capabilities.

Egorov E. V., Solovieva M. V. The method of complete randomization of instructions in executable files of Linux systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A.F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 177–188.

A study has been conducted on the technology «address space Layout randomization» known as ASLR (Address Space Layout Randomization), used in operating systems (OS) to make it difficult to exploit many types of vulnerabilities. Its shortcomings are identified and attacks using these vulnerabilities are described, in particular, violators perform buffer overflows, calculate function return addresses and implement arbitrary code, bypassing the protection of random addressing. The existing alternatives to randomization are also considered, in particular, page-by-page, at runtime, code randomization at load, and others. This article proposes a method for completely randomizing the address space of a program, including additional security measures such as randomizing sections and functions of a file throughout the address space and changing the addresses of instructions each time the program is started. The developed method is aimed at increasing the level of software protection, minimizing the risks of exploiting vulnerabilities and improving the overall security of Linux-based systems.

Key words: Linux, ASLR, instruction randomization, address space, ROP.

Zaytsev V. V., Kazmin D. Y., Pronikov A. N. Research of Training Data Privacy Losses when Implementing Attacks on Computer Vision Systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 189–198.

The article examines the vulnerabilities of computer vision systems to attacks that can effectively recover confidential training data from deep neural networks. It analyzes the approach to employing generative adversarial networks to create data that closely resembles examples from the training dataset. Additionally, the paper explores the characteristics of two types of attacks on computer vision systems, particularly in terms of their application for assessing the reliability of machine learning models.

Key words: attacks, data theft, machine learning model, artificial intelligence.

Morgunov V. M., Shestakov I. A. Knowledge representation in the support system making decisions to automate the detection of malicious applications // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 199–211.

The urgency of the task of detecting malicious android applications is due to the constant increase in their number and the damage caused by them. The need for an automated approach is caused by the requirements to increase the efficiency and degree of detection of such malware. The paper suggests using knowledge representation based on first-order predicate logic and products for a decision support system (DSS) with situational management elements in automating the detection of malware in Android applications.

Key words: android applications, malware, situational management, products.

Averkiev N. F., Kochiev S. G., Salov V. V. Determination of the minimum orbital height of a spacecraft with a constantly running propulsion system // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 212–221.

The importance of using ultra-low orbits is noted. An algorithm for finding the minimum altitude of a spacecraft in an ultra-low orbit using the statistical test method is presented. An example of the implementation of the proposed algorithm with typical characteristics of a small spacecraft is given.

Key words: spacecraft, ultra-low orbit, statistical test method, atmosphere, electric rocket propulsion system.

Averkiev N. F., Rozhkovskiy S. L., Khasanov A. Y. Determination the duration of the deployment of a multi-sattelite orbital constellation of spacecraft with an unstable ballistic structure // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 222–227.

A schematic representation of the process of deploying an orbital grouping of spacecraft with an unstable ballistic structure using a group separation unit is given. The dependences of the parameters of the orbits of the separated spacecraft on the parameters of their separation are considered.

Key words: multi-satellite orbital grouping, spacecraft, unstable ballistic structure.

Avsyukevich D. A., Egorichev M. V. Formalized description of inertia of air processes in clean rooms of structures of the rocket and space complex // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 228–236.

The article presents analytical dependencies describing the processes of thermal inertia of clean rooms, inertia of air humidity in clean rooms and inertia of the dynamics of impurity concentration in the air based on balance equations. A system of equations describing the inertia of air processes in a clean room is formed. The obtained results are analyzed. A conclusion is made about the possibility of using the research results in the development of adaptive control systems for ventilation and air conditioning systems of premises based on the actual load using artificial intelligence technologies.

Key words: clean room, air environment, heat input, thermal inertia, influence of changes in air environment parameters.

Ashurkov I. S., Krotov D. A., Leshko N. A. Methodology and results experiment to detect a small-sized target in an additional software channel an air space survey radar station // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 237–247.

The methodology and results of an experiment on the detection of unmanned aerial vehicles in an additional software channel for processing radar information using multi-sensor processing methods in conditions of low values of the signal-to-noise ratio are presented.

The results of the experiment show that using an additional channel provides an increase in the probability of detecting small targets and an increase in their detection range by 24%.

Key words: experiment, parametric transformations, unmanned aerial vehicle, target detection, additional software processing channel.

Berdyugin I. S. Methodology for the formation of requirements for the system of technical support for communications and automated control systems due to the dynamic redistribution of forces and resources // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 248–258.

The article describes a methodology for the formation of requirements for the system of technical support for communications and automated control systems due to the dynamic redistribution of forces and resources. The goal is to increase the efficiency of the communication technical support system and automated control systems. The stages of the methodology are presented, including the formation of a subset of productivity indicators, the ranking of indicators according to the criterion of contribution to achieving the required level of security, and the dynamic redistribution of forces and resources. The optimization criterion is given, which makes it possible to create a rational system structure that will increase the efficiency of its functioning.

Key words: the system of technical support for communication and automated control systems, dynamic redistribution, ranking, restoration.

Analysis of the influence of the thermal condition of a liquid rocket engine combustion chamber on its durability under different start-up modes / M. A. Bublikov, E. L. Lebedev, A. V. Lyashevsky, P. N. Savchuk // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 259–266.

The results of experimental studies on the durability of liquid-propellant rocket engine (LPRE) combustion chamber components are presented. The verification of thermal and stress-strain state models of the LPRE combustion chamber structure under smooth, stepped, and programmed start-up modes is demonstrated. The most preferable start-up mode for extending the chamber's service life is justified.

Practical recommendations for improving the durability of LPRE chambers under various start-up modes and thrust control regimes are formulated.

Key words: liquid-propellant rocket engine, combustion chamber, propellant components, temperature, pressure, thermal and stress-strain state.

Methodology for calculating static damage in the combustion chamber walls of a liquid rocket engine / M. A. Bublikov, E. L. Lebedev, A. V. Lyashevsky, P. N. Savchuk // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 267–279.

The application of the properties of the BrKh-08 alloy to describe thermal fatigue phenomena is presented.

The features of loading the combustion chamber wall of a liquid rocket engine under tension-compression stresses are shown.

A description of statistical damage to bronze under thermal cycling conditions is provided.

A methodology for calculating static damage in the combustion chamber walls of a liquid rocket engine is presented.

Key words: liquid rocket engine, combustion chamber, stress-strain state, creep, thermal fatigue, combustion chamber wall.

Simulation approach to determination the probability of spacecrafts collision / A. E. Egorov, S. L. Rozhkovskiy, V. V. Salov, A. Y. Khasanov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 280–285.

The article considers the reasons for estimating the probability of spacecraft collision. An algorithm for determining the probability of spacecrafts collision using the Monte Carlo method is given. The proposed algorithm is used to check the adequacy of the sample of the number of tests for determining the probability of a spacecrafts collision. The result of the algorithm implementation is a numerical estimate of the probability of spacecrafts collision depending on the distance between spacecrafts and parameters its relative motion. Using simulation approach to determination the probability of spacecrafts collision, its numerical estimates are obtained.

Key words: spacecraft, collision, dangerous approach, probability assessment, simulation.

Conceptual model for centrally distributed analysis of the technical condition of onboard systems of autonomous spacecraft / A. V. Ivanyu, A. Y. Ivanyu, V. A. Klykov, A. I. Loskutov, A. N. Shiyan // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 286–296.

The problem of distributed diagnostics of on-board electronic equipment in the development of its mathematical support is presented. At the conceptual level, a model of centrally distributed analysis of the technical condition of on-board systems of autonomous space vehicles is proposed, the application of which in practice will increase the indicator of spacecraft readiness to perform their intended tasks. The basic principles of creating a distributed system of technical diagnostics based

on the analysis of time characteristics of test control of the technical condition of on-board electronic equipment are formed.

Key words: avionics, mathematical model, technical condition analysis, autonomous spacecraft, readiness indicator.

Control of the cryptographic shift operation algorithms using residual classes / A. Y. Ivanyu, S. I. Karpushev, V. A. Klykov, A. I. Loskutov, V. G. Perle // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 297–305.

A formalized formulation of the problem of developing control schemes for the cyclic shift operation of a cryptographic algorithm is presented, as well as an analytical description of the relationships between the initial and preformed messages of the shift operation. It is proposed to select a module for controlling this conversion depending on the length of the algorithm word and the number of bits affected by the cyclic shift towards the highest bit. The schemes of control of shift operations are formulated in accordance with the results obtained.

Key words: cryptographic algorithm, shift operation, residual class system, number of modules.

Methodology and results of an experimental study of the influence of environmental conditions on the surface temperature of a cryogenic liquefied natural gas refueling pipeline / A. V. Kazimirov, R. O. Lashko, M. M. Penkov, Y. V. Tatarenko // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 306–312.

The results of an experimental study of the influence of environmental conditions on the change in surface temperature of a cryogenic liquefied natural gas refueling pipeline with a nitrogen shield (cryogenic pipeline) are presented. For this purpose, an experimental stand has been developed for conducting a three-phase active experiment. A regression equation is obtained to determine the influence of environmental conditions on the surface temperature of a cryogenic pipeline. It has been experimentally established that in the selected range of variable variables, the surface temperature of the cryogenic pipeline depends to a greater extent on the wind speed and to a lesser extent on the ambient air temperature.

Key words: cryogenic pipeline, active multifactorial experiment, measurement conditions, temperature, experimental bench, speed.

Karagodin V. V., Khomich I. V. Method of automatic tuning of excitation regulator parameters on synchronous generator digital model with stopping criteria based on pseudooptimal solutions // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 313–330.

In the article, as an approach to solving the problem of constructing synchronous generator self-tuning excitation regulators, an automatic parameters tuning method based on digital model with pseudooptimal solutions stopping criteria is proposed.

A number of practical recommendations of method usage have been developed and also a comparative analysis with existing tuning methods, which are currently used on actually exploited electric generators, was carried out.

Key words: parameters automatic setting, synchronous generator excitation regulator, control performance.

Lashko R. O., Penkov M. M. Model of heat and mass transfer in the elements of the launch vehicle refueling system with liquefied natural gas, taking into account the cryostatic component // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 331–346.

The article describes a model of heat and mass transfer in the elements of a launch vehicle refueling system with liquefied natural gas, equipped with a component cryostatic circuit. The model is built using the node method and allows you to calculate the cooling capacity of the cryostating circuit of a component when the refueling system performs various technological operations.

Key words: booster refueling system, liquefied natural gas, heat and mass transfer, refrigerant, detection circuit, heat transfer coefficient, heat transfer coefficient.

Repyakh N. A., Hrustova A. N. Cosmophilosophical trends in the works of Vladimir Ivanovich Vernadsky The fate and creativity of the domestic cosmist philosopher Nikolay Alexandrovich Setnitsky // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 695. – P. 347–353.

The article examines the cosmophilosophical views of the outstanding Russian scientist V. I. Vernadsky, the creator of the doctrine of the noosphere, who explored new paths of life evolution and historical transformations on a planetary scale, methodological issues of differentiation and integration of sciences, problems of dialectical interaction of science and war.

Key words: biogeochemical processes, biosphere, noosphere, life, living matter, synthesis of sciences, radiant energy, science, war, humanism.

Аверкиев Николай Фёдорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 807-59-91.

Авксентьев Александр Алексеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21, e-mail: vka@mil.ru

Авсюкевич Дмитрий Алексеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

Агапов Павел Юрьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Алексеев Виктор Фёдорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Астафьев Андрей Игоревич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-43, e-mail: vka@mil.ru

Ашурков Иван Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Ярославское высшее военное училище ПВО (150001, Россия, Ярославль, пр-т Московский, 28); тел.: 8 (920) 121-70-34, e-mail: ivan_ashurkov1@mail.ru

Бердюгин Иван Сергеевич, Военная академия связи (194064, Россия, Санкт-Петербург, Тихорецкий пр-т, 3); тел.: 8 (908) 983-33-57, e-mail: ivan22mailru@mail.ru

Бирюков Денис Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Бубликов Максим Алексеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Валишин Марсель Шамильевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Гомзяков Александр Владимирович, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Григорьев Андрей Николаевич, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-51, e-mail: vka@mil.ru

Данилов Виталий Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Демченко Григорий Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Дмитриков Георгий Геннадьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13); тел.: 8 (911) 942-98-82, e-mail: vka@mil.ru

Докучаев Ярослав Сергеевич, кандидат технических наук; Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова (170100, Россия, Тверь, ул. Жигарева, 50); тел.: 8 (920) 690-62-38, e-mail: 9206906238@mail.ru

Дудкин Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Егоричев Максим Вячеславович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-43, e-mail: vka@mil.ru

Егоров Андрей Евгеньевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Егоров Елизар Валерьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Ермаков Николай Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Жбанов Константин Константинович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (929) 115-47-71, e-mail: vka@mil.ru

Забузов Вячеслав Сергеевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (952) 369-39-37, e-mail: vka_kaf24_1@mil.ru

Зайцев Всеволод Владимирович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Захаров Иван Вячеславович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 776-29-58, e-mail: vka_kaf24_1@mil.ru

Иваню Анна Юрьевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 699-59-15, e-mail: vka@mil.ru

Иваню Антон Валерьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 550-18-85, e-mail: vka@mil.ru

Казимиров Артём Витальевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Казьмин Денис Юрьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Карагодин Владимир Викторович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

Карпов Константин Владимирович, Серпуховский филиал ВА РВСН имени Петра Великого (142210, Россия, Московская область, Серпухов, ул. Бригадная, 17); тел.: 8 (929) 538-37-69, e-mail: kkv_8@mail.ru

Карпушев Сергей Иванович, кандидат физико-математических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8 (921) 403-22-72, e-mail: vka@mil.ru

Карытко Анатолий Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-95, e-mail: vka@mil.ru

Клейменов Виктор Владимирович, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 964-07-44, e-mail: vka@mil.ru

Клыков Владимир Алексеевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (994) 424-46-87, e-mail: vka@mil.ru

Колпин Михаил Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Компаниец Радион Иванович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 942-03-85.

Комраков Дмитрий Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-51, e-mail: vka@mil.ru

Коннов Евгений Валерьевич, кандидат технических наук; НИИЦ (г. Курск) ФГУП «18 ЦНИИ» МО РФ (305004, Россия, Курск, ул. Блинова, 23); тел.: 8 (4712) 58-80-90.

Коршунов Денис Сергеевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-51, e-mail: vka@mil.ru

Котяшов Евгений Валериевич, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21, e-mail: vka@mil.ru

Кочиев Сергей Георгиевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (999) 669-72-08.

Кротов Дмитрий Сергеевич, кандидат военных наук; Ярославское высшее военное училище ПВО (150001, Россия, Ярославль, пр-т Московский, 28); тел.: 8 (910) 022-73-65, e-mail: krotoff.07@mail.ru

Кукушкин Михаил Александрович, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-93-72, e-mail: vka@mil.ru

Лашко Руслан Олегович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Лебедев Евгений Леонидович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Лешко Николай Александрович, доктор технических наук, профессор; Ярославское высшее военное училище ПВО (150001, Россия, Ярославль, пр-т Московский, 28); тел.: 8 (920) 654-00-93, e-mail: nikolai_zru@mail.ru

Лоскутов Андрей Иванович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (904) 551-24-91, e-mail: vka@mil.ru

Ляшевский Александр Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Максимович Сергей Викторович, Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова (170100, Россия, Тверь, ул. Жигарева, 50); тел.: 8 (915) 701-06-48, e-mail: serega-max@yandex.ru

Медянных Даниил Олегович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Моргунов Владимир Михайлович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (952) 213-45-65.

Морозов Егор Борисович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 655-59-16, e-mail: vka@mil.ru

Мусаллам Али Ибрагим, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (950) 0072498, e-mail: vka_kaf24_1@mil.ru

Никишечкин Александр Леонидович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13); тел.: 8 (911) 807-88-75, e-mail: vka@mil.ru

Новиков Евгений Александрович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Новикова Елена Владимировна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 261-82-38, e-mail: vka@mil.ru

Пеньков Максим Михайлович, доктор технических наук, профессор; АО «ЦНИИмаш» (196158, Россия, Санкт-Петербург, Пулковское ш., 82).

Перле Виктор Геннадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 980-16-44, e-mail: vka@mil.ru

Печников Сергей Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Привалов Александр Евгеньевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Прокофьев Александр Валерьевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Проников Александр Николаевич, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Рахимов Руслан Рахмоналиевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Репях Николай Андреевич, кандидат философских наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 990-02-38.

Рожковский Сергей Леонидович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-91-16.

Руссу Валерий Юрьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Савчук Павел Николаевич, Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности (141320, Россия, Московская область, Пересвет, ул. Бабушкина, 9).

Салов Вячеслав Викторович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 247-37-72.

Семенюк Сергей Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13); тел.: 8 (981) 750-07-88, e-mail: vka@mil.ru

Сергеев Дмитрий Викторович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Соловьев Алексей Владимирович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Соловьева Маргарита Владимировна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Татаренко Юлия Валентиновна, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Федер Александр Львович, доктор военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Халиков Эльдар Мавлютович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-95, e-mail: vka@mil.ru

Хасанов Антон Юрьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-91-16, e-mail: vka@mil.ru

Хлебников Сергей Германович, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Хомич Иван Владимирович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

Хрустова Алёна Николаевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 702-58-57.

Чернов Иван Владимирович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-76, e-mail: vka@mil.ru

Шестаков Илья Алексеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 875-50-45.

Шиян Александр Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (915) 242-99-01, e-mail: vka@mil.ru

Шолохов Алексей Викторович, доктор технических наук, профессор; Серпуховский филиал ВА РВСН имени Петра Великого (142210, Россия, Московская область, Серпухов, ул. Бригадная, 17); тел.: 8 (903) 579-75-94, e-mail: sholav@mail.ru

Юрин Григорий Анатольевич, Военная академия воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г. К. Жукова (170100, Россия, Тверь, ул. Жигарева, 50); тел.: 8 (909) 081-44-30, e-mail: yuringrisha@gmail.ru

Яроцкий Глеб Дмитриевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (918) 317-63-77.

Авсюкевич Дмитрий Алексеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

Алексеев Виктор Фёдорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

Алёшкин Андрей Петрович, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Астапович Анатолий Владимирович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Басотин Евгений Викторович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Басыров Александр Геннадьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Бахолдин Владимир Станиславович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-33, e-mail: vka@mil.ru

Гончаренко Владимир Анатольевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Горбулин Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-89.

Готюр Иван Алексеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 327-96-52, e-mail: vka-onr@mil.ru

Григорьев Андрей Николаевич, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8(812)347-95-51.

Девяткин Александр Михайлович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-60.

Ефимов Владимир Васильевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru

Какаев Виталий Викторович, доктор военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Козлов Владимир Владимирович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Крыжановский Владимир Иванович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

Кульвиц Алексей Владимирович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Лохвицкий Владимир Александрович, доктор технических, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

Мальцев Георгий Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Минаков Евгений Петрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Миронов Андрей Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-74.

Огородников Владимир Петрович, доктор философских наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Онуфрей Андрей Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Пилькевич Сергей Владимирович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская 13); тел.: 8 (812) 237-96-54, e-mail: vka@mil.ru

Садин Дмитрий Викторович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Салов Вячеслав Викторович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Тарасов Анатолий Геннадьевич, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-26, e-mail: vka_kaf26_1@mil.ru

Хомоненко Анатолий Дмитриевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

Якимов Виктор Леонидович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru