Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского

Научное рецензируемое издание

Выходит с 1942 года

Выпуск 665

2018 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 техн. наук, профессор **М.М. Пеньков**

Члены редакционного совета:

С.В. Буг – заместитель начальника Михайловской военной артиллерийской академии по учебной и научной работе *доктор пед. наук, проф.*;

В.П. Гаенко – главный научный сотрудник НИЦ БТС 12 ЦНИИ МО РФ *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки и техники*;

А.М. Гончаров – заместитель начальника Военной академии воздушно-космической обороны имени Маршала Советского Союза Г.К. Жукова по учебной и научной работе *доктор воен. наук, проф.*;

М.А Еремеев – начальник управления в/ч 74455 *доктор техн. наук, проф.*;

А.В. Кузичкин – заместитель генерального директора АО «Научно-исследовательский институт телевидения» по информационным технологиям *доктор техн. наук, проф.*;

Б.В. Соколов – начальник лаборатории Санкт-Петербургского института информатики и автоматизации Российской академии наук *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки РФ*;

К.Г. Ставров – начальник научно-исследовательского океанографического центра Государственного научно-исследовательского навигационно-гидрографического института *доктор техн. наук, проф.*;

С.В. Чварков – заместитель начальника Военной академии Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации по научной работе *доктор воен. наук, проф.*

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 **С.Г. Алёхин,** *кандидат техн. наук, доц.;*

Н.Ф. Аверкиев, *доктор техн. наук, проф.;* **В.Ф. Алексеев,** *доктор техн. наук, доц.;*
Т.В. Алексеев, *доктор истор. наук, доц.;* **А.П. Алёшкин,** *доктор техн. наук, проф.;*
В.Н. Арсеньев, *доктор техн. наук, проф.;* **Д.Н. Бирюков,** *доктор техн. наук, доц.;*
И.Ю. Еремеев, *доктор техн. наук, проф.;* **А.И. Замарин,** *доктор техн. 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.;*
А.Г. Ломако, *доктор техн. наук, проф.;* **Г.Н. Мальцев,** *доктор техн. наук, проф.;*
Ю.С. Мануйлов, *доктор техн. наук, проф.;* **Т.О. Мысливцев,** *доктор техн. наук;*
А.В. Паршуткин, *доктор техн. наук, проф.;* **Н.А. Репях,** *кандидат филос. наук, доц.;*
А.В. Харченко, *доктор техн. наук, доц.;* **К.Ю. Цветков,** *доктор техн. наук, проф.;*
А.В. Чарушников, *доктор воен. наук, проф.*

ISSN 2218-5429 © Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2018

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 включено в Российский индекс научного цитирования (РИНЦ)

Ответственный за выпуск:
начальник РИО **С.В. Чернышев**

Корректоры:
А.В. Головина, Е.Е. Лавриенко, Е.И. Леончук,
Г.В. Паниковских, М.С. Панова, О.В. Филиппова, Т.П. Чернова

Техническая поддержка:
Н.В. Груздев

Адрес:
197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13;
тел.: 8 (812) 347-97-69;
http://trudvka.ru

Подписано к печ. 27.12.2018.
Формат печатного листа 445×300/4.
Уч.-печ. л. 77,00 Уч.-изд. л. 38,25
Тираж 50 экз. Заказ 3679/113-11
Отпечатано в типографии
Военно-космической академии
имени А.Ф. Можайского

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

Авксентьев А.А. Расчет оптимального расстояния для перехода к ближнему наведению в окрестности круговой орбиты …… 7

Басыров А.Г., Захаров И.В., Шушаков А.О. Метод выбора структуры неоднородной иерархической информационно-вычислительной системы на основе аппарата генетических алгоритмов …..…… 14

Бугайченко П.Ю., Привалов А.Е., Хлебников С.Г. Имитационная модель управления ресурсами космодрома ……..…….…….. 25

СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ И НАВИГАЦИЯ

Абазина Е.С., Ерунов А.А., Коровин В.М. Вычислительная сложность алгоритмов формирования стегоканала с кодовым уплотнением в видеопотоке … 35

Козлов А.В., Миклин Д.В., Сахно И.В. Обработка сложных радионавигационных и радиолокационных сигналов в нелинейном временном масштабе с использованием свойств фрактальных отображений …….……. 45

Мальцев Г.Н., Харченко А.В., Штанько С.В. Сравнительный анализ методов ограничения и управления доступом в радиотехнических системах с широковещательной передачей информации ……...…….…….……. 56

СБОР И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

Алексеев В.Ф., Астапович А.В. Об определении параметров связи систем геодезических координат ……...……...……. 69

Войнов Д.С., Гурский С.М., Плашенков В.В., Сазонов К.В., Уткин В.В. Признаки сложных частотно-манипулированных сигналов для распознавания типа радиолокационных станций ……..…… 74

Скоробогатова О.А. Особенности решения задачи дифракции электромагнитных волн на конечных импедансных клиновидных структурах при определении априорной информации о радиолокационных характеристиках средств вооружения и военной техники ……...……. 82

ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Андрушкевич С.С., Захарчук И.И., Новиков С.В. Методика защиты маршрутизации в беспроводных эпизодических сетях …… 92

Бессольцев В.Е., Марков П.Н., Перминов М.В., Сазонов К.В. Идентификация абонентов анонимных компьютерных сетей посредством выявления уникальных параметров ВЕБ-обозревателя ……..……. 99

Бугаев И.А., Гнидко К.О., Единархова А.О., Макаров С.А. Модель негативного контента в мультимедийных потоках данных с использованием диспаратного видео …….……. 111

Зима В.М. Технология взаимодействия специального программного обеспечения со средствами защиты информации в специализированных гетерогенных АС ……...…….. 117

Киселёв А.Н. Анализ особенностей совместного использования протоколов IPv6 и IPv4 с позиции обеспечения информационной безопасности защищаемой информационной инфраструктуры ……..……. 126

ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Алексеев В.Ф., Левадный Ю.В.,Чернов И.В. Обоснование эмпирического коэффициента понижения точности гироскопических наблюдений …… 132

Бурова И.О., Романенко В.А., Самонов А.В., Самонова Г.Н. Методика и алгоритмическое обеспечение процессов проектирования и верификации качества программных средств систем вооружения на основе исполняемых UML-моделей …… 139

Кузнецов А.С., Масленников С.А., Телеш В.А., Чернов И.В. Методика обоснования характеристик аппаратуры и требований к навигационному обеспечению космической съемки …….…….. 151

РАЗРАБОТКА, ИСПЫТАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ

Аверкиев Н.Ф., Кульвиц А.В., Хасанов А.Ю. Вероятностный подход к формированию баллистически связанных групп космических аппаратов ……..... 157

Арсеньев В.Н., Балуев С.Ю., Белихин Е.Н. Обоснование требований к бортовым оптико-электронным средствам космических аппаратов наблюдения за обстановкой в космическом пространстве ……. 167

Бакурский К.В., Никифоров С.В., Павский В.Ф., Радионов Н.В., Стеганов Г.Б. Фотоэлектрическая солнечная космическая энергостанция с пространственной синхронизацией частоты ……...… 173

Басыров А.Г., Забузов В.С., Захаров И.В. Метод превентивного функционально-параметрического конфигурирования бортовой вычислительной системы космического аппарата на основе прогнозирования ее деградации …… 183

Ведерников М.В., Казимиров А.В., Ляшевский А.В. Применение трехзонного термохимического нейтрализатора компонентов ракетного топлива как способ улучшения экологических характеристик ракетно-космических комплексов …. 194

Горбулин В.И., Каргу Д.Л., Левчук А.А., Немиров А.В., Радионов Н.В. Согласованное дистанционное электроснабжение кластерных группировок малых космических аппаратов …….…… 204

Фролов О.П., Сизяков Н.П., Загорный С.В., Шестопалова О.Л. Формирование требований к перспективной системе средств выведения космических аппаратов на основе нечеткой прогнозной информации о целях и ограничениях развития …….……. 210

Захаров И.В., Тимофеев В.В. Оценка надежности бортового вычислительного комплекса с учетом динамики режима функционирования ……..……..... 217

Перфильев А.С., Пирогов С.Ю., Семёнов Е.Н. Анализ эксплуатационной надежности разгонных блоков средств выведения космических аппаратов и пути ее повышения …….……. 223

Пирогов С.Ю., Прокопенко Е.А. Методика энергомассового анализа двухступенчатой ракеты-носителя, оборудованной системой спасения ступеней 231

Прокопенко Е.А., Шевченко А.В., Яшков С.А. Экспериментальная установка на основе импульсной аэродинамической трубы для определения газодинамических параметров потока вблизи гиперзвуковых летательных аппаратов ……. 237

ПРОБЛЕМЫ ВОЕННОГО ОБРАЗОВАНИЯ, ВОИНСКОГО ОБУЧЕНИЯ И ВОСПИТАНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ ПОВСЕДНЕВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ ВОЙСК

Алексеев В.Ф., Андриевская В.Ю., Прокофьев А.В. Концепция подготовки специалистов в области топогеодезического и навигационного обеспечения войск ……..……. 246

Вилков В.Б., Кунтурова Н.В., Черных А.К. К проблеме моделирования процесса кадрового назначения выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур ……..……. 252

Новиков Е.А., Севастьянов Д.А., Фадеев А.С., Цветков К.Ю. Инновационные технологии обучения в межведомственном цифровом образовательном кластере подготовки специалистов по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения ……..... 261

Репях Н.А., Хрустова А.Н., Шалонов Е.В. Индивидуальное контрольное собеседование как дидактическое средство мониторинга формирования компетенций обучающихся в военном вузе ……..……...…….. 271

ВОПРОСЫ ГУМАНИТАРНЫХ И ОБЩЕСТВЕННЫХ НАУК

Копылов А.И. Подготовка кадров космических сил США в период военных конфликтов в зоне Персидского залива (1990–2003) …… 277

Рефераты статей …… 290

Сведения об авторах …… 298

Сведения о рецензентах …… 306

А.А. Авксентьев,
кандидат техн. наук, доцент;
А.О. Иванов,
кандидат техн. наук

РАСЧЕТ ОПТИМАЛЬНОГО РАССТОЯНИЯ ДЛЯ ПЕРЕХОДА К БЛИЖНЕМУ НАВЕДЕНИЮ В ОКРЕСТНОСТИ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ

Представлены результаты расчетов оптимального расстояния при сближении космического аппарата с орбитальным объектом в окрестности круговой орбиты, начиная с которого следует переходить от дальнего наведения к ближнему. Выявлены основные закономерности изменений оптимального расстояния и показателей качества сближения в зависимости от начального расстояния между рассматриваемыми объектами и от ускорения, создаваемого двигательной установкой космического аппарата. Рассчитаны потери по времени сближения и расходу характеристической скорости при увеличении расстояния, на котором космический аппарат начинает использовать ближнее наведение, от оптимального до 100 км.

Ключевые слова: сближение, космический аппарат, орбитальный объект, ближнее наведение, дальнее наведение.

ВВЕДЕНИЕ

Сближение космического аппарата (КА) с орбитальным объектом (ОО) при достаточно большом начальном расстоянии между КА и ОО включает в себя участки дальнего и ближнего наведения. На участке дальнего наведения управление движением центра масс КА производится с учетом законов орбитального движения, а на участке ближнего наведения – с учетом направления линии визирования орбитального объекта.

Необходимость использования дальнего и ближнего наведения объясняется ограниченным запасом характеристической скорости КА и существованием требований к точности сближения. Исключение дальнего наведения может привести к увеличению затрат характеристической скорости, а исключение участка ближнего наведения – к снижению точности сближения.

Наличие двух участков, на каждом из которых используется свой метод управления, предполагает существование условия, при выполнении которого происходит переход от одного управления к другому. Предлагаемые материалы содержат результаты расчетов оптимального расстояния между КА и ОО, при котором следует переходить от дальнего наведения к ближнему.

ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА РАСЧЕТА ОПТИМАЛЬНОГО РАССТОЯНИЯ

Рассматривается сближение активного космического аппарата и пассивного орбитального объекта, движущихся в околоземном пространстве под действием сил гравитации и тяги двигательной установки КА. Влияние других сил не учитывается, поскольку их значения сравнительно невелики. В этом случае движение центров масс и КА, и ОО в любой инерциальной системе координат описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \dfrac{d\mathbf{V}_{\text{КА}}}{dt} = \mathbf{g}(\mathbf{R}_{\text{КА}}) + \mathbf{W}_{\text{КА}}; \\ \dfrac{d\mathbf{R}_{\text{КА}}}{dt} = \mathbf{V}_{\text{КА}}; \\ \dfrac{d\mathbf{V}_{\text{ОО}}}{dt} = \mathbf{g}(\mathbf{R}_{\text{ОО}}); \\ \dfrac{d\mathbf{R}_{\text{ОО}}}{dt} = \mathbf{V}_{\text{ОО}}, \end{cases} \tag{1}$$

где $\mathbf{V}_{\text{КА}}$, $\mathbf{V}_{\text{ОО}}$ – скорости КА и ОО;

$\mathbf{R}_{\text{КА}}$, $\mathbf{R}_{\text{ОО}}$ – координаты КА и ОО;

$\mathbf{g}(\mathbf{R}_{\text{КА}}), \mathbf{g}(\mathbf{R}_{\text{ОО}})$ – гравитационные ускорения КА и ОО, рассчитываемые в соответствии с моделью нормального поля тяготения [1];

$\mathbf{W}_{\text{КА}}$ – ускорение КА от двигательной установки, модуль которого $|\mathbf{W}_{\text{КА}}| = W_{\max} \vee 0$;

t – время, $t \in [0, t_{\text{к}}]$, величина $t_{\text{к}}$ не фиксируется.

Космический аппарат и орбитальный объект движутся по одной круговой орбите, находясь в начальный момент на угловом расстоянии $\Delta\vartheta_0$ друг от друга. Угловое расстояние $\Delta\vartheta$ определяется углом между направлениями на КА и ОО из центра Земли.

Двигательная установка жестко закрепляется на корпусе КА. Такая конструкция наиболее проста в изготовлении и предпочтительна по расходу топлива, хотя и усложняет управление. Для изменения направления $\mathbf{W}_{\text{КА}}$ необходимо разворачивать корпус КА, угловое движение которого описывается динамическими уравнениями Эйлера [2]:

$$\begin{cases} J_x \dfrac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z = M_x; \\ J_y \dfrac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_z\omega_x = M_y; \\ J_z \dfrac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y = M_z. \end{cases} \tag{2}$$

где J_x J_y, J_z – моменты инерции относительно связанных с КА осей ox, oy, oz;

$\dfrac{d\omega_x}{dt}, \dfrac{d\omega_y}{dt}, \dfrac{d\omega_z}{dt}$ – проекции вектора углового ускорения на связанные оси;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости на связанные с КА оси;

M_x, M_y, M_z – проекции управляющего момента сил $\mathbf{M}$ на связанные оси, причем

$$M_x \in [-M_{x\max}, M_{x\max}],\ M_y \in [-M_{y\max}, M_{y\max}], \tag{3}$$

$$M_y \in [-M_{y\max}, M_{y\max}],$$

где $M_{x\max}, M_{y\max}, M_{z\max}$ – модули максимальных моментов сил, развиваемых исполнительными органами КА.

Для управления угловым движением КА выбран метод, изложенный в работе [3]. Доказано [4], что для обеспечения максимального быстродействия плоский поворот должен производиться со скоростью

$$\omega_{\text{тр}} = \sqrt{2\frac{d\omega_{\gamma\ \max}}{dt}\gamma}\ , \tag{4}$$

где $\frac{d\omega_{\gamma\ \max}}{dt}$ – максимальное по модулю угловое ускорение, которое исполнительные органы способны развить в направлении разворота;

γ – угол разворота.

Алгоритм расчета $\frac{d\omega_{\gamma\ \max}}{dt}$ описан в работе [3].

Управление угловым движением является экстенсивным и обеспечивает скорейший выход на разворот по кратчайшему пути от текущего направления оси двигательной установки к требуемому. При этом требуемое направление рассчитывается в результате работы алгоритма управления движением центра масс.

На участке дальнего наведения реализуется одновитковое сближение, схема которого показана на рис. 1.

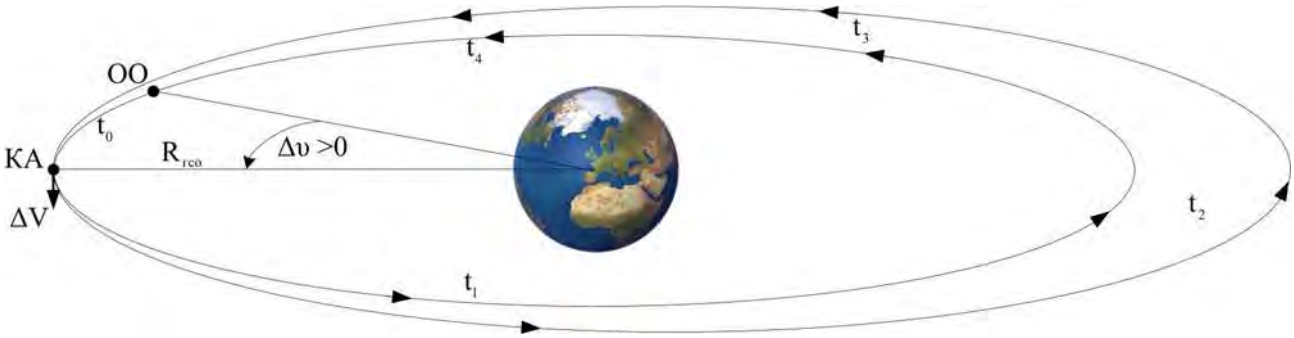


Рис. 1 . Схема одновиткового сближения на участке дальнего наведения

Дальнее наведение начинается с аналитического расчета величины приращения скорости ΔV, обеспечивающей одновитковое сближение с ОО. Расчет производится по формуле, полученной на основе теории Кеплера в предположении о возможности мгновенного изменения скорости. Промежуточные соотношения для краткости в данной работе не приводятся. В результате получается следующая зависимость:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}}\left[1 - \sqrt{2 - \frac{1}{\sqrt[3]{1 + \frac{\Delta\vartheta}{\pi} + \frac{\Delta\vartheta^2}{4\pi^2}}}}\right], \tag{5}$$

где μ – гравитационная постоянная Земли, $\mu = 3{,}986004418 \cdot 10^{14}$ м^3/с^2 ;

R_0 – радиус орбиты.

Если КА опережает ОО, то рассчитанное приращение ΔV прикладывается в направлении скорости, а если отстает – в противоположном направлении. Точность полученного по формуле (5) значения ΔV определяется путем численного расчета параметров движения КА и ОО в течение одного витка полета. Если минимальное расстояние между КА и ОО не превышает единиц метров, то точность считается допустимой, а если нет, то значение ΔV уточ-

няется. Уточнение выполняется путем направленного перебора значений ΔV с изменением направления и уменьшением шага изменения ΔV. Без уточнений ΔV условие начала ближнего наведения может не наступить.

Переход от дальнего наведения к ближнему производится при уменьшении относительного расстояния между КА и ОО до величины $R_{\text{БН}}$.

Используемый метод ближнего наведения излагается в работе [5]. В ней доказывается, что для скорейшего сближения модуль относительной скорости должен приближаться к значению

$$V_{\text{опт}} = \sqrt{2W_{\max} R}\,, \tag{6}$$

где R – расстояние от КА до ОО.

Направление вектора $\mathbf{V}_{\text{опт}}$ определяется направлением линии визирования. Для приближения вектора относительной скорости к вектору $\mathbf{V}_{\text{опт}}$ ось двигательной установки направляется по вектору $\mathbf{V}_{\text{доб}}$, который равен разности $\mathbf{V}_{\text{опт}}$ и текущей скорости $\mathbf{V}$ космического аппарата. Геометрическая сущность расчета $\mathbf{V}_{\text{доб}}$ поясняется с помощью рис. 2. На нем пунктирными стрелками показано поле векторов $\mathbf{V}_{\text{опт}}$, обеспечивающих мягкое сближение с ОО в различных точках окрестности целевого объекта.

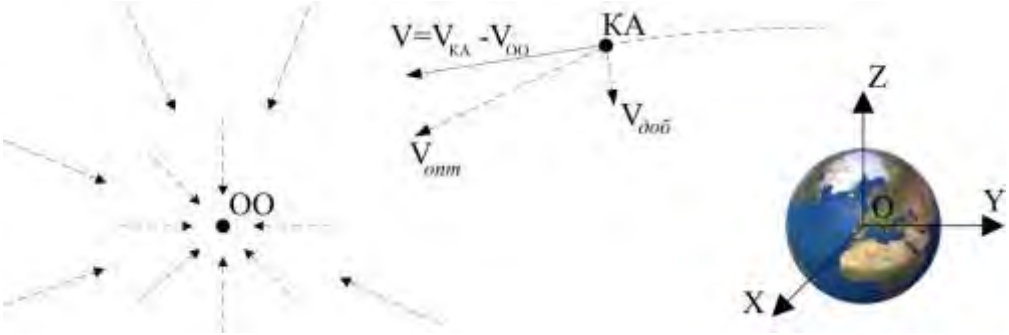


Рис. 2. Геометрическая сущность расчета $\mathbf{V}_{\text{доб}}$ *на участке ближнего наведения*

Сближение считается успешным, и расчет заканчивается, если за допустимое время относительное расстояние между КА и ОО уменьшается до величины $\le R_{\text{к доп}}$ и относительная скорость при этом не превышает допустимого значения $V_{\text{к доп}}$.

Расстояние $R_{\text{БН}}$ является свободным параметром. Его величина влияет на продолжительность сближения $t_{\text{к}}$ и расход характеристической скорости $V_{\text{к хар}}$. Величина $V_{\text{к хар}}$ характеризует приращение скорости, полученное за счет работы двигательной установки КА. Целесообразно выбрать значение $R_{\text{БН}}$ таким, чтобы обеспечить наилучшее значение важнейшего показателя качества сближения.

Ставится задача для каждой из всевозможных пар значений $\Delta\vartheta_0 = 2^0,\ 4^0,\ 6^0,\ 8^0,\ 10^0$ и $W_{\max} = 2$ см/с^2, 4 см/с^2, 6 см/с^2, 8 см/с^2, 10 см/с^2 рассчитать величину $R^*_{\text{БН}}$, обеспечивающую минимальное время сближения:

$$t_{\text{к}}^* = \min_{R_{\text{БН}} \in \Re} t_{\text{к}}\,, \tag{7}$$

где $\Re$ – множество допустимых значений, $\Re = [1\text{м}, 1200\ \text{км}]$.

Расчеты производятся при следующих значениях входящих в уравнения (2) и (3) величин: $J_x = 6$ кг·м^2, $J_y = J_z = 12$ кг·м^2, $M_{x\max} = M_{y\max} = M_{z\max} = 0{,}06$ Н·м.

РЕЗУЛЬТАТЫ РЕШЕНИЯ

Задача расчета величины $R^*_{БН}$ решалась численно путем направленных переборов значений $R_{БН} \in \Re$, определяющих начало перехода к ближнему наведению. Переборы значений $R_{БН}$ выполнялись так, что траектория приближалась к экстремали по минимуму времени сближения. Поскольку локальных максимумов бывает несколько, то, чтобы из них выбрать лучший, поиск начинался из двух исходных значений. Одно выбиралось в области десяти километров, а другое – в области 1200 км, что близко к предельному значению по сходимости метода ближнего наведения. Результаты расчетов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Оптимальные относительные расстояния для перехода к ближнему наведению и соответствующие им показатели качества сближения

$\Delta\vartheta_0$	W_{max}				
	2 см/с^2	4 см/с^2	6 см/с^2	8 см/с^2	10 см/с^2
2^0	0,962 км 11,36 м/с 24,22 час	0,556 км 11,44 м/с 24,18 час	0,409 км 11,48 м/с 24,16 час	0,371 км 11,54 м/с 24,15 час	0,308 км 11,57 м/с 24,14 час
4^0	3,493 км 22,46 м/с 24,46 час	1,903 км 22,56 м/с 24,38 час	1,373 км 22,64 м/с 24,35 час	1,083 км 22,84 м/с 24,37 час	0,963 км 22,92 м/с 24,34 час
6^0	7,525 км 33,53 м/с 24,64 час	4,013 км 33,61 м/с 24,60 час	2,849 км 33,71 м/с 24,57 час	2,265 км 33,75 м/с 24,53 час	1,903 км 33,82 м/с 24,50 час
8^0	13,037 км 44,61 м/с 24,93 час	6,885 км 44,69 м/с 24,87 час	4,814 км 44,76 м/с 24,82 час	3,761 км 44,84 м/с 24,76 час	3,176 км 44,91 м/с 24,71час
10^0	19,963 км 55,50 м/с 25,23 час	10,456 км 55,58 м/с 25,13 час	7,226 км 55,66 м/с 25,04 час	5,666 км 55,64 м/с 24,95 час	4,672 км 55,82 м/с 24,86 час

В ячейках табл. 1 представлены три значения: оптимальное расстояние $R^*_{БН}$, расход характеристической скорости и минимально возможное время сближения. Итеративно уточняемое значение ΔV обеспечивало сближение с ОО до единиц метров даже при отсутствии ближнего наведения. Управление на участке ближнего наведения в таких условиях почти полностью сводилось к выравниванию скорости КА со скоростью ОО. Представленные результаты помогают уяснить общие закономерности изменения $R^*_{БН}$ в зависимости от $\Delta\vartheta_0$ и W_{max}.

Моделирование проводилось при предположении об отсутствии возмущений. Однако возмущения могут приводить к отклонениям в конце одного витка сближения, превышающим $R^*_{БН}$. Ближнее наведение в этих случаях не начнется, и сближение будет безуспешным. Для борьбы с таким явлением была рассмотрена возможность и последствия отхода от $R^*_{БН}$ в сторону увеличения до значения, гарантированно превышающего радиус рассеивания координат КА от возмущений.

Расчеты, выполненные с учетом действия около 30 возмущений, показали, что после сообщения КА скорости ΔV, рассчитанной в соответствии с (5), через виток полета максимальные отклонения от невозмущенных значений по координатам не превысили единиц километров. Для гарантированного попадания в область ближнего наведения было принято и исследовано значение $R_{БН}$=100 км. Результаты расчетов представлены в табл. 2.

Таблица 2

Показатели качества сближения при переходе к ближнему наведению с относительного расстояния 100 км

$\Delta\vartheta_0$	W_{max}				
	2 см/с^2	4 см/с^2	6 см/с^2	8 см/с^2	10 см/с^2
2^0	24,17 м/с 30,96 час	20,92 м/с 27,66 час	18,93 м/с 26,18 час	17,97 м/с 25,29 час	17,91 м/с 24,68 час
4^0	28,35 м/с 33,26 час	26,97 м/с 29,93 час	26,33 м/с 28,44 час	26,26 м/с 27,54 час	26,23 м/с 26,92 час
6^0	37,99 м/с 34,24 час	36,41 м/с 30,99 час	35,99 м/с 29,50 час	35,65 м/с 28,62 час	35,37 м/с 28,04 час
8^0	48,61 м/с 34,60 час	47,09 м/с 31,53 час	46,74 м/с 30,10 час	46,53 м/с 29,19 час	46.32 м/с 28,61 час
10^0	58,97 м/с 34,65 час	57,76 м/с 31,85 час	57,51 м/с 30,46 час	57,34 м/с 29,60 час	57,22 м/с 28.99 час

В каждой ячейке табл. 2 приведены численные значения расхода характеристической скорости и времени сближения при $R_{БН}$=100 км. Полученные результаты показывают, что для рассмотренных условий сближения отход от оптимальности по времени сближения не превышает 10 ч и дополнительно требуется до 20 м/с характеристической скорости. Во многих случаях такие показатели можно считать приемлемыми и рекомендовать в окрестности геостационарной орбиты переходить к ближнему наведению с расстояния 100 км.

Наиболее эффективным можно считать следующий подход к расчету $R^*_{БН}$. После выдачи приращения скорости ΔV при подлете к ОО на расстояние, равное нескольким радиусам сходимости алгоритма ближнего наведения, необходимо уточнить параметры движения сближающихся объектов. При этом будут учтены результаты действия возмущений и ошибок измерений на пройденных частях траекторий движения КА и ОО. После уточнения требуется снова решить задачу расчета $R^*_{БН}$. Полученный результат будет близким к оптимальному для реальных параметров движения. Поскольку сближение продолжается в течение нескольких десятков часов, то существенного повышения производительности вычислительного устройства для решения такой задачи не потребуется.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Точность расчета ΔV по формуле (5), полученной в соответствии с теорией Кеплера, в общем случае является недостаточной для перехода к ближнему наведению с оптимального расстояния. Полученное значение ΔV нуждается в уточнении.

Расчеты выявили следующие закономерности изменений оптимального расстояния и показателей качества сближения:

– с увеличением начального углового расстояния $\Delta\vartheta_0$ оптимальное расстояние перехода к ближнему наведению, расход характеристической скорости и минимально возможное время движения возрастают;

– с увеличением ускорения от двигательной установки W_{max} оптимальное расстояние перехода к ближнему наведению, расход характеристической скорости и минимально возможное время движения уменьшаются.

В условиях реального полета после выдачи приращения скорости ΔV перед переходом к ближнему наведению необходимо уточнить значение $R^*_{БН}$. Выигрыш от реализации такого

подхода может составить до 10 ч по времени сближения и до 20 м/с по расходу характеристической скорости.

Представленные в табл. 1 значения $R^*_{\text{БН}}$, полученные без учета действия возмущений, обеспечивают ускорение расчетов по улучшению показателя качества сближения в реальных условиях.

Список используемых источников

1. *Власов С.А., Мамон П.А.* Теория полета космических аппаратов: учеб. пособие. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007. – 435 с.

2. *Бутенин Н.В., Лунц Я.Р., Меркин Д.Р.* Курс теоретической механики: в 2 т. – М.: Наука, 1979. – Т. 2. – 544 с.

3. *Авксентьев А.А.* Оптимальное управление угловым движением космического аппарата при оперативном сближении с орбитальным объектом // Изв. вузов. Приборостроение.– 2016. – Т. 59, № 2. – С. 128–133.

4. *Авксентьев А.А., Котяшов Е.В.* Результативность сближения космического аппарата с пассивным объектом в условиях действия случайных возмущений // Тр. XXXII Всерос. НТК «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем», 27–28 июня 2013 г. – Серпухов: филиал ВА РВСН им. Петра Великого, 2013. – С. 18–24.

5. *Авксентьев А.А.* Управление движением центра масс космического аппарата при мягком сближении с орбитальным объектом на участке ближнего наведения // Изв. вузов. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 5. – С. 364−369.

А.Г. Басыров,
доктор техн. наук, профессор;
И.В. Захаров,
кандидат техн. наук, доцент;
А.О. Шушаков,
кандидат техн. наук

МЕТОД ВЫБОРА СТРУКТУРЫ НЕОДНОРОДНОЙ ИЕРАРХИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ АППАРАТА ГЕНЕТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ

Рассмотрены преимущества эволюционного поиска как метода комбинаторной оптимизации структуры бортовой вычислительной системы космического аппарата. Предложен способ формализации структуры иерархически-сетевой гетерогенной информационно-вычислительной системы, раскрыты операторы и методика построения генетического алгоритма. Разработан метод, позволяющий посредством выбора рациональных параметров генетического алгоритма и использования стохастической фитнесс-функции с переменным коэффициентом вариации достигать удовлетворительной скорости его сходимости при большой размерности задачи. Приведены примеры приложения указанного метода к поиску рациональной структуры бортовой вычислительной системы космического аппарата.

Ключевые слова: вычислительная система, эволюционный поиск, генетический алгоритм.

ВВЕДЕНИЕ

Неуклонно растет объем и значимость задач, решаемых бортовыми вычислительными системами космических аппаратов (КА), повышаются сложность их программного обеспечения и требования к эффективности функционирования. Перспективным направлением развития технологий бортовой обработки информации является логическое объединение информационно-вычислительных ресурсов КА в единую многофункциональную информационно-вычислительную систему (ИВС), сочетающую возможности централизованного и распределенного управления ресурсами, процессами обработки, хранения и передачи данных [1]. Этот подход реализуется на основе:

– многомодульного иерархически-сетевого построения ИВС с обеспечением информационной, алгоритмической и аппаратной совместимости модулей, что компенсирует недостатки высокой критичности отдельных элементов централизованных (иерархических) систем и узкой специализации компонентов децентрализованных (сетевых) систем;

– способности модулей выполнить часть функций, прежде всего основных критически важных функций управления системой, других модулей, возможно с худшим качеством;

– обеспечения необходимой связности структуры ИВС.

При построении современных бортовых комплексов управления КА активно применяются технологии реконфигурируемых систем. Такой подход позволяет гибко реагировать на изменение требований к показателям качества решения целевых задач и на условия функционирования КА, оказывающие дестабилизирующие воздействия на бортовую аппаратуру. Учитывая большое количество возможных конфигураций бортовых вычислительных систем – структур, параметров функционирования их элементов и состава решаемых ими задач – необходим математический аппарат структурно-параметрического синтеза иерархических ИВС для заданных условий их применения. Наличие такого аппарата позволит на основе моделирования сценариев развития условий (обстановки) функционирования ИВС КА сформировать рациональную структуру ИВС, адаптированную для решения конкретных вычислитель-

ных задач в различных условиях. Поэтому на первый план выходят вопросы совершенствования структуры ИВС. Принципиальные особенности систем этого класса требуют учета разнообразия элементов, многообразия их возможных состояний, неоднородности связей в системе, условий функционирования. В то же время традиционные подходы при решении задач структурно-параметрического синтеза зачастую сводятся к последовательному выбору архитектуры системы на основе качественного анализа существующих вариантов, формализации выбранного типа структуры и параметрического синтеза ее компонентов при помощи известных методов оптимизации [2]. Однако достаточно адекватные динамические модели функционирования сложных ИВС, как правило, характеризуются высокой вычислительной сложностью, что ведет к существенной трудоемкости оптимизационных процедур [3]. Поэтому решение задачи комбинаторной оптимизации путем полного перебора возможных решений на практике оказывается неприемлемым, что обусловлено прежде всего следующими обстоятельствами:

– значительной мощностью множества решений, зависящей от допустимого числа элементов в структуре и рассматриваемого количества их типов;

– трудоемкостью точного вычисления целевой функции (ЦФ) на основе имитационно-аналитической модели;

– временными затратами на получение статистических оценок качества решения;

– необходимостью многократного решения отмеченной задачи на практике при варьировании исходными данными, что, как правило, требуется в прикладных задачах в целях реализации сценарного подхода, снимающего неопределенности условий функционирования.

Численный способ задания ЦФ и предполагаемое наличие нескольких локальных экстремумов приводит к серьезным затруднениям в использовании широко известных математических методов и требует специальных подходов, базирующихся на существенном ограничении множества рассматриваемых вариантов решений.

Мощным инструментом приближенного решения сложных комбинаторных задач оптимизации являются методы эволюционного поиска, среди которых выделяются генетические алгоритмы (ГА). Они представляют собой способы решения задач оптимизации на базе эволюционного моделирования, основанные на использовании аналогий с природными процессами естественного отбора [4]. Преимущества методов оптимизации на основе ГА в сравнении с классическими состоят прежде всего в наличии возможности различных способов задания ЦФ и типов переменных оптимизации, а также в использовании вероятностных, а не детерминированных правил поиска решений.

Теория ГА в настоящее время достаточно развита, однако существенными нетривиальными вопросами в конкретных случаях выступают, во-первых, построение так называемой «фитнесс-функции» (ФФ) для оценивания качества вариантов решений и формализация переменных оптимизации в пространстве возможных решений, что в рассматриваемом случае требует учета особенностей кодирования иерархически-сетевой гетерогенной структуры, и, во-вторых, обоснование настройки параметров ГА, обеспечивающих получение удовлетворительного по заданному критерию решения в ограниченное время.

Традиционный подход предполагает настройку параметров алгоритма для получения удовлетворительного результата путем его неоднократной реализации с построенной предварительно ФФ. В случае ограниченного времени решения задачи и ее существенной трудоемкости, как отмечено выше, такой путь представляется не вполне целесообразным. Поэтому для решения задачи стохастической комбинаторной оптимизации предлагается использовать ГА со стохастической ФФ с переменным (меняющимся в процессе поиска) коэффициентом вариации, проводя предварительный выбор рациональных параметров настройки алгоритма.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ВЫБОРА СТРУКТУРЫ НЕОДНОРОДНОЙ ИЕРАРХИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Суть задачи выбора структуры ИВС состоит в следующем. Имеется номенклатура электронной компонентной базы (ЭКБ), которая может быть использована в качестве элементов ИВС. Дана имитационно-аналитическая модель ИВС, соотносящая ее структуру с достигаемым показателем целевого эффекта, выступающим как ЦФ. Необходимо найти структуру ИВС, обеспечивающую наибольшее значение математического ожидания показателя ЦФ. Время решения задачи ограничено, что обусловлено трудоемкостью получения оценок значений ЦФ путем многократной реализации имитационного моделирования работы ИВС при исследовании множества решений.

При достаточно общей постановке задачи [5] будем считать, что заданы:

1. Номенклатура ЭКБ для построения ИВС – множество доступных типов процессорных $\mathcal{B}^{\text{п}} = \{\mathscr{b}_i^{\text{п}}\}$ и интерфейсных элементов (модулей) $\mathcal{B}^{\text{и}} = \{\mathscr{b}_i^{\text{и}}\}$, $\mathscr{b}_i =< \vec{f}_i^{\Phi}, \vec{f}_i^{R}, \vec{f}_i^{M} >$, $\mathscr{b}_i \in \mathcal{B}$, $\mathcal{B} = \mathcal{B}^{\text{п}} \cup \mathcal{B}^{\text{и}}$, имеющих функциональные параметры $\vec{f}_i^{\Phi}$, параметры ресурса $\vec{f}_i^{R}$, массогабаритные параметры $\vec{f}_i^{M}$, определяющие их частные показатели качества $\vec{d}(\mathscr{b}_i) = =< d_j(\vec{f}_i^{\Phi}, \vec{f}_i^{R}, \vec{f}_i^{M}) >$.

Под частными показателями качества понимаются, к примеру, быстродействие, интенсивность отказов, потребляемая мощность, показатели радиационной стойкости и т. п.

2. Модель функционирования ИВС, позволяющая оценить значение $\widehat{\Psi}(S)$ ЦФ в условиях детерминированных и случайных внутренних и внешних факторов, где S – иерархически-сетевая структура ИВС, задаваемая параметрами элементов и матрицей их смежности. В качестве ЦФ может выступать, например, производительность ИВС на заданном интервале времени, для заданных сценариев условий функционирования.

3. Вектор-функция технико-эксплуатационных показателей качества ИВС:

$$W(S_i) =< w_j(S_i) >.$$

Ограничения:

1. Множество допустимых значений технико-эксплуатационных показателей качества ИВС $\mathcal{W}^{\text{Д}}$.

2. Вычислительная трудоемкость решения задачи, представленная предельным количеством Υ реализаций целевой $\widehat{\Psi}(S)$ функции.

Найти: на множестве возможных структур $\mathbb{S}$ ИВС структуру S^*, обеспечивающую максимальный ожидаемый целевой эффект:

$$S^* = arg\,\max_{S_i \in \mathbb{S}} M[\widehat{\Psi}(S_i)],\ W(S_i) \in \mathcal{W}^{\text{Д}},\ S_i \in \mathbb{S}.$$

Учитывая высокую сложность решения поставленной задачи на практике, целесообразно построить алгоритм поиска ее приближенного решения. Будем полагать, что значение ЦФ лежит в диапазоне $0 \le \widehat{\Psi} \le 1$, и значение ЦФ, равное 1, соответствует ИВС с оптимальной структурой.

Суть ГА состоит в следующем [4, 5]. Пусть имеется некоторое полное пространство решений. Процесс поиска оптимального решения заключается в исследовании точек этого пространства с целью постоянного улучшения выбираемых решений. На каждой итерации (эволюции) поиска новая популяция состоит только из отобранных объектов, зависит только от предыдущей, и в известном смысле лучше нее. «Приспособленность» объекта популяции, то есть качество решения, оценивается с помощью фитнесс-функции (ФФ). Естественный отбор моделируется через выполнение процедуры селекции объектов популяции. Вероятность его перехода полностью или частично (в виде потомков) в следующее поколение зависит от его ФФ. Решения-потомки наследуют характеристики «родителей» с некоторой вариацией. Объекты кодируются в виде «хромосом», представляющих собой упорядоченную совокупность «генов», кодирующих переменные оптимизации.

Начальная популяция содержит случайно сгенерированные «хромосомы» либо хромосомы, связанные с перспективными точками пространства решений. Генетические операторы применяются для преобразования текущей популяции решений с целью получения следующей. В стандартном ГА используются следующие генетические операторы: отбора (селекции), кроссинговера (рекомбинации) и мутации. Могут применяться и другие генетические операторы: инверсии, транслокации, сегрегации и т. д. Также могут быть использованы различные схемы селекции: пропорциональный отбор (число копий «хромосомы» пропорционально ее ФФ), переход с ФФ выше средней, отбор на основе «колеса рулетки», турнирные стратегии, стратегии на основе ранжирования и т. п. Для гарантированного попадания лучшей «хромосомы» в следующее поколение используется стратегия элитизма.

Оператор кроссинговера предназначен для обмена с заданной вероятностью генетическим кодом между «хромосомами-родителями», полученными в результате отбора, с целью генерации «хромосом-потомков» для следующего поколения. Оператор мутации состоит в случайном изменении значения каждого «гена» с некоторой, обычно малой, вероятностью.

Условия окончания работы, как правило, следующие:

– достижение заданного числа поколений;

– снижение разнообразия популяции и ее вырождение в подавляющее большинство близких по ФФ «хромосом»;

– снижение скорости сходимости алгоритма (на протяжении определенного числа поколений качество решений меняется незначительно);

– получение решения, удовлетворяющего исследователя;

– достижение лимита времени поиска.

В качестве результата работы ГА принимается хромосома последнего поколения, имеющая лучшее значение ФФ. Схема простого ГА показана на рис. 1.

Рис. 1. Схема простого ГА

Эффективность поиска с помощью ГА зависит в конечном итоге от «настройки» соотношения «исследование – использование», определяемого параметрами генетических операторов.

ОБОСНОВАНИЕ ПУТЕЙ МОДИФИКАЦИИ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ СТРУКТУРЫ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Сущность применения ГА для решения поставленной задачи состоит в следующем. Во-первых, кодируются варианты структуры и конструируются операторы ГА с учетом того, что роль элемента зависит от его места в структуре – иначе говоря, набор аргументов ЦФ является упорядоченным в отличие от традиционных приложений ГА [6]. Во-вторых, заданная ЦФ вычисляется посредством имитационно-аналитического моделирования; следовательно, для получения статистической оценки качества каждого варианта решения требуется получить значительное число ее реализаций [3, 7, 8]. Поэтому на базе заданной ЦФ строится детерминированная фитнесс-функция (ФФ), при помощи которой для заданного набора исходных данных проводится исследование вариантов построения ГА и его операторов. Сформулировав критерий качества ГА, можно подобрать его основные параметры, а также рациональное число реализаций ЦФ, соответствующее приемлемой трудоемкости. В частности, противоречиво стремление увеличить как число поколений, так и объем популяции. В-третьих, коэффициент вариации, зависящий от числа реализаций ЦФ, определяет не только ошибку ее оценки, но также результативность и скорость сходимости алгоритма, влияя на вероятность отбраковки перспективных решений. Поэтому существенно уменьшить вычислительную трудоемкость алгоритма можно за счет более грубой оценки математического ожидания ЦФ на начальных стадиях работы алгоритма, резко сокращая количество вычислений ЦФ, и более точной на завершающих, обеспечивая точность результата.

Таким образом, новизна предлагаемого подхода к использованию ГА для решения задачи комбинаторной оптимизации в случае стохастической ЦФ состоит в следующем:

– в адаптации параметров ГА для конкретных исходных данных при детерминированной ФФ и последующей его реализации при заданной ЦФ, предполагающей имитационное моделирование;

– снижении коэффициента вариации ФФ в зависимости от номера поколения, соответствующем уменьшению количества вычислений ЦФ в зависимости от снижения номера поколения;

– применении различных параметров операторов кроссинговера для аллелей, соотнесенных с элементами различных иерархических уровней структуры-фенотипа.

Из шагов ГА, представленных на рис. 1, для рассматриваемого случая стохастической ЦФ наиболее трудоемким этапом является получение ФФ, требующее многократного вычисления значений ЦФ. Поэтому ключевым звеном, позволяющим обеспечить удовлетворительную в практических задачах скорость сходимости алгоритма, является обоснование числа реализаций ЦФ при построении ФФ. Однако в известных авторам исследованиях [4, 9, 10] вопросы использования стохастической ФФ и управления ее коэффициентом вариации в процессе работы ГА в явном виде не рассматривались.

СОДЕРЖАНИЕ МЕТОДА ВЫБОРА СТРУКТУРЫ НЕОДНОРОДНОЙ ИЕРАРХИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Разработанный метод включает в качестве основных этапов: фильтрацию ЭКБ и формализацию возможных структур ИВС; настройку рациональных параметров ГА с использованием детерминированного варианта ФФ; обоснование начального коэффициента вариации стохастической ФФ с учетом ограничения на предельное количество реализаций ЦФ; выполнение построенного ГА. Реализацию данного метода можно описать в виде последовательности нижеследующих шагов.

Шаг 1. Сужение множества ЭКБ осуществляется по принципу Парето путем выделения

подмножеств $\mathcal{B}^{п*}$ и $\mathcal{B}^{и*}$, содержащих соответственно варианты построения вычислительных (ВМ) и интерфейсных модулей (ИМ) с неулучшаемыми характеристиками:

$$\mathcal{B}^{п*} = \{\mathcal{b}_i^{п*}: \vec{d}(\mathcal{b}_i^{п*}) \succ \vec{d}(\mathcal{b}_i^{п}), \mathcal{b}_i^{п*} \neq \mathcal{b}_i^{п}; \mathcal{b}_i^{п}, \mathcal{b}_i^{п*} \in \mathcal{B}^{п}\},$$
$$\mathcal{B}^{и*} = \{\mathcal{b}_i^{и*}: \vec{d}(\mathcal{b}_i^{и*}) \succ \vec{d}(\mathcal{b}_i^{и}), \mathcal{b}_i^{и*} \neq \mathcal{b}_i^{и}; \mathcal{b}_i^{и}, \mathcal{b}_i^{и*} \in \mathcal{B}^{и}\}.$$

Шаг 2. Формализация структуры $S \to X$ (рис. 2). В зависимости от доступной элементной базы, характеристик взаимодействующих с ИВС абонентов, требований к интерфейсам и т. п. формируется шаблон структуры, соответствующий максимально возможному составу элементов и разнообразию связей в рамках возможностей реализуемой архитектуры: число u уровней, число m_k, $m_u = 1$ блоков на каждом уровне; каждый блок i-го уровня объединяет l_i нижестоящих узлов: $m_k = l_k m_{k-1}$, при этом $n_{вм} \leq m_0 \leq n_{вм}^2$, где $n_{вм}$ – максимально возможное число ВМ в структуре. Вариант структуры S кодируется в виде «хромосомы» $X(S) =< x_j^{(k)}(S) | k = 0, \dots u,\ j = 1, \dots m_k >$, где «ген» $x_j^{(k)}(S)$ – номер варианта реализации процессорного модуля для $k = 0$ или реализации интерфейсного модуля для $k = 1, \dots, u$; $x_j^{(k)}(S) = 0$ означает отсутствие элемента на данной позиции структуры.

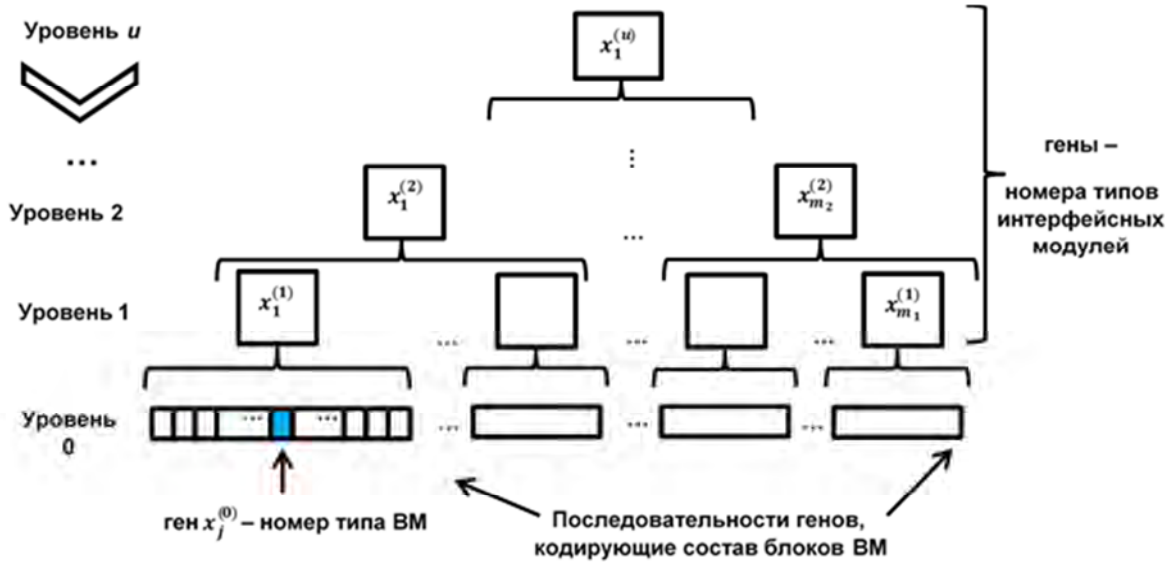


Рис. 2. Схема кодирования вариантов структуры ИВС

Шаг 3. Для построения ФФ $\widetilde{\Psi}_N(S_i)$ на основе ЦФ $\widehat{\Psi}$ используется критерий Байеса – Лапласа с учетом штрафной функции ограничений: $\widetilde{\Psi}_N(S_i) = M[\widehat{\Psi}] \cdot \varpi(S_i)$, где $\varpi(S_i)$=0, $\vec{W}(S_i) \notin \mathcal{W}^{Д}$; $\varpi(S_i)$=1, $\vec{W}(S_i) \in \mathcal{W}^{Д}$; $M[\widehat{\Psi}] = \frac{\sum_{k=1}^{N} \widehat{\Psi}_i}{N}$, $\widehat{\Psi}_k$ – реализация ЦФ в k-м из N опытов.

В целях настройки рациональных параметров ГА строится детерминированный вариант ФФ, обладающий низкой вычислительной трудоемкостью, эвристическим путем либо, например, с использованием оценок математического ожидания параметров случайных факторов $\hat{Z}$: $\Phi(X_i) = \Psi(S_i | M[\hat{Z}])$. На базе $\Phi(X_i)$ строится стохастический вариант ФФ, имеющий нормальное распределение и коэффициент вариации V:

$$\Phi_V(X_i) = (1 + V \cdot \sqrt{-2 \ln \hat{\varrho}_1} \cdot \cos 2\pi \hat{\varrho}_2) \cdot \Phi(X_i),$$

где $\hat{\varrho}_1, \hat{\varrho}_2$ – равномерно распределенные случайные величины, $\hat{\varrho}_1, \hat{\varrho}_2 \in [0; 1]$.

Шаг 4. Для некоторой сходной структуры ИВС (типовой структуры, возможного варианта построения, аналогов искомой ИВС и т. п.) определяется оценка коэффициента вариации ЦФ:

$$V_0 = V[\widehat{\Psi}] = \frac{1}{\widetilde{\Psi}_N} \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^{N} (\widehat{\Psi}_k - \widetilde{\Psi}_N)^2}{N}},\ N > 10^5.$$

Шаг 5. Нахождение варианта $X_0 = \arg\max_{X_i} \Phi(X_i)$, обеспечивающего максимальное значение детерминированной ФФ, например путем перебора, что обеспечено малой трудоемкостью вычисления $\Phi(X_i)$.

Шаг 6. Выбирается начальный (для первого поколения) коэффициент вариации V стохастической ФФ из диапазона, соответствующего $-3 \le \lg V \le -0{,}5$.

Шаг 7. Выбираются параметры ГА $\mathcal{G} =< M, K_1, K_2 >$ (рассмотрены ниже при описании операторов ГА, рекомендуемые диапазоны M = 0,5…0,05; K_1, K_2=0,1…0,9).

Шаг 8. Выбирается объем популяции Ω, $2 \le \Omega \le \frac{\Upsilon}{2}(\frac{V}{V_0})^2$, и определяется число поколений N_p, соответствующее ограничению на количество вычислений ЦФ Υ: $N_p(V, \Omega)$: $\Upsilon \ge \sum_{i=1}^{N_p}(\frac{V_0}{V_i})^2$, $V_i = V - \frac{N_p}{i}(V - V_\Delta)$, где V_Δ – заданный коэффициент вариации ФФ для последнего поколения, определяющий точность решения.

Шаг 9. Серией N_γ запусков ГА с выбранными параметрами $\mathcal{G}$, N_p , Ω определяются показатели $\varphi = \frac{\sum_{j=1}^{N_\gamma} \Phi_{V_i}(X_j^*)}{n \cdot \Phi(X_0)}$, где $\Phi_{V_i}(X_j^*)$ – результат j-го запуска ГА за N_p поколений, и $P_\gamma = \frac{N\{\Phi_{V_i}(X_j^*)/\Phi(X_0) \ge \gamma\}}{N_\gamma}$, где $N\{\Phi_{V_i}(X_j^*)/\Phi(X_0) \ge \gamma\}$ – количество «успешных» запусков, когда $\Phi_{V_i}(X_j^*)/\Phi(X_0) \ge \gamma$. Смысл φ состоит в средней относительной близости получаемого решения к оптимальному по значению ФФ, а P_γ имеет смысл вероятности «успеха» запуска ГА, когда $\varphi \ge \gamma$, где γ – заданная наперед величина приемлемого отклонения. Статистически целесообразным числом запусков ГА для оценивания его эффективности исходя из дисперсии биномиального распределения и правила «3σ» будем считать $N_\gamma \approx \frac{9P_\gamma(1-P_\gamma)}{(1-\alpha)^2}$, α – доверительная вероятность. Так, $N_\gamma = 360 \dots 900$ для $\alpha = 0{,}05$, $P_\gamma = 0{,}5 \dots 0{,}9$. Из этих соображений получим показатель относительной результативности ГА при выбранных параметрах $\psi = \varphi \cdot P_\gamma$.

Шаг 10. Повторяя шаги 8–9 и варьируя объем популяции Ω, получим зависимость относительной результативности ψ от Ω при фиксированных V и $\mathcal{G}$, которая легко интерполируется, что позволяет найти $\Omega^* = \arg\max_\Omega \psi(V, \mathcal{G}, \Omega)$ и получить $\psi^*(V, \mathcal{G}) = \psi(V, \mathcal{G}, \Omega^*)$.

Шаг 11. Посредством повторения шагов 7–10 и варьирования параметрами $\mathcal{G}$, эвристическим путем осуществляется подбор $\mathcal{G}^* = \arg\max_{\mathcal{G}} \psi^*(V, \mathcal{G})$ и получение $\psi^{**}(V) = \psi^*(V, \mathcal{G}^*)$.

Шаг 12. Повторяются шаги 6–11 для различных V и аналогично шагу 10 отыскивается $V_{opt} = \arg\max_V \psi^{**}(V)$.

Шаг 13. Определяются $\mathcal{G}_{opt} = \arg\max_{\mathcal{G}} \psi^*(V_{opt}, \mathcal{G})$, $\Omega_{opt} = \arg\max_\Omega \psi(V_{opt}, \mathcal{G}_{opt}, \Omega)$.

Шаг 14. В случае низкой оценки результативности ГА, каковой следует считать $\psi(V_{opt}, \mathcal{G}_{opt}, \Omega_{opt}) < \gamma$, следует, вернувшись к шагу 1, снизить мощности множеств $\mathcal{B}^{\text{п}}, \mathcal{B}^{\text{и}}$ за счет более строгой фильтрации элементной базы и (или), вернувшись к шагу 2, облегчить параметры структуры u, m_k, $k = 1, \dots u$ за счет снижения допустимой сложности и разнообразия структур.

Шаг 15. Осуществляется запуск ГА с ФФ на i-м поколении $\widetilde{\Psi}_{N_i}$, $N_i = \frac{V_0^2}{V_i^2}$, $V_i = V_{opt} - \frac{N_p}{i}(V_{opt} - V_\Delta)$ и параметрами: мутации и кроссинговера соответственно $< M, K_1, K_2 >= \mathcal{G}_{opt}$, объемом популяции Ω_{opt}, числом поколений $N_p(V_{opt}, \mathcal{G}_{opt}, \Omega_{opt})$, который приводит к получению искомого решения $X^* \to S^*$.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ГЕНЕТИЧЕСКИХ ОПЕРАТОРОВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ СТРУКТУРЫ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Обозначим через F некоторую ФФ и опишем основные операторы ГА, обоснованные в результате проведенных исследований.

Оператор мутации $X' = Mut(X, M)$ предполагает для мутирующего с вероятностью M гена равновероятный выбор аллели из множества возможных: с вероятностью M $x_j'^{(0)} = [\hat{\varrho} \cdot \mathrm{card}(\mathcal{B}^{\text{п}*}) + 1)]$, $j = 1, \dots m_0$; $x_j'^{(k)} = [\hat{\varrho} \cdot \mathrm{card}(\mathcal{B}^{\text{и}*}) + 1)]$, $j = 1, \dots m_k$, $k = 1, \dots u$. Здесь и ниже квадратные скобки означают округление до целого снизу.

Оператор селекции предполагает отбор в следующее поколение (множество Sel) хромосом со значением ФФ не ниже среднего в поколении:

$$Sel = \{i: F(X_i) \geq \bar{F}, i = 1 \dots \Omega\} = \{sel_k | k = 1, \dots, \mathrm{card}(Sel)\}, \bar{F} = \frac{1}{\Omega}\sum_{i=1}^{\Omega} F(X_i);$$

$$\overline{Sel} = \{i: i \notin Sel, i = 1, \dots, \Omega\} = \{\overline{sel}_k | k = 1, \dots, \Omega - \mathrm{card}(Sel)\},$$

где Ω – число хромосом в поколении.

Оператор кроссинговера $X' = \mathrm{Kross}(X, Y, K_1, K_2)$ предполагает обмен генами на одноименных позициях родительских хромосом X, Y с вероятностью K: если $F(X) \geq F(Y)$, $\hat{\varrho} > K$; или $F(X) \leq F(Y)$, $\hat{\varrho} < K$: $x_j'^{(k)} = y_j^{(k)}$, иначе $x_j'^{(k)} = x_j^{(k)}$, где $\hat{\varrho} \in [0; 1]$ – разыгрываемая равномерно распределенная случайная величина, $K = K_1 + (K_2 - K_1) \cdot \frac{k}{u}$, K_1, K_2 – параметры кроссинговера для 0-го и (u-1)-го уровней иерархии соответственно, $i, j = 1, \dots m_k$, $k = 0, \dots u$. Такое построение кроссинговера учитывает показанную исследованиями целесообразность различной интенсивности обмена структурными единицами разных уровней иерархии между родительскими вариантами.

Выполнение ГА включает следующие этапы:

1. Формирование случайной начальной популяции $X(i) = \mathrm{Mut}(X(i), 1)$, $i = 1, \dots, \Omega$.

2. Равновероятный выбор хромосомы из всего поколения $i_k = [\Omega\hat{\varrho}] + 1$, равновероятный выбор хромосомы из числа отобранных в следующее поколение: $j_k = sel_{[card(Sel)\cdot\hat{\varrho}]+1}$, и применение для них оператора кроссинговера $X(k) = \mathrm{Kross}(X(i_k), X(j_k), K_1, K_2)$, $k \in \overline{Sel}$. Данный способ имеет преимущество в том, что такой оператор не изменяет общее число хромосом в поколении, формируя новую взамен удаляемой, и снижает вероятность потери удачных направлений поиска при селекции, оставляя возможность участия «бракуемых» хромосом в формировании следующего поколения.

3. Применение оператора мутации для всех хромосом в поколении, кроме лучшей по значению ФФ: $X(i) = \mathrm{Mut}(X(i), M)$, $i = 1, \dots \Omega$, $i \neq \arg\max_{i=1,\dots\Omega} F[X(i)]$, что обеспечивает сохранение возможно наилучшего решения.

4. Итерационное выполнение этапов 2–3 и формирование результата $X^* = \arg\max_{i=1,\dots\Omega} F[X(i)]$ по достижению числа поколений N_p.

ПРИМЕР ПОИСКА СТРУКТУРЫ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Приведем пример приложения разработанного метода и модели многомодульной перестраиваемой бортовой вычислительной системы КА в условиях деградации [8] к выбору ее рациональной структуры [6]. С этой целью разработан и использован соответствующий программный комплекс [11]. При этом время вычисления однократной реализации ЦФ составило 274 мс для 100 шагов интегрирования (ПЭВМ на базе Intel i5 с тактовой частотой 3 ГГц в среде MatLab 7.13.0.291), требуемое среднеквадратическое отклонение оценки ЦФ 1%, что соответствует 10^4 опытов (исходный коэффициент вариации ЦФ близок к 1). При общем до-

пустимом числе элементов трехуровневой структуры N=22 оценка общего количества ее формализуемых вариантов структуры составила $1{,}86 \cdot 10^9$, с учетом ресурсных ограничений на состав элементов – около $4{,}3 \cdot 10^4$.

На рис. 3 показана экспериментальная зависимость ФФ от числа поколений и коэффициента вариации при обоснованных изложенным выше путем рациональных параметрах $KV = 0{,}95$; $KN = 0{,}8$; $M = 0{,}3$; $\Omega = 10$. На рис. 4 приведена экспериментальная зависимость показателя результативности ψ от количества вычислений ЦФ для различных способов построения ГА (эвристическая «направленно-случайная» настройка соответствует $KV = 0{,}9$; $KN = 0{,}6$; $M = 0{,}1$; $\Omega = 12$; «случайно-направленная» – $KV = 0{,}6$; $KN = 0{,}5$; $M = 0{,}4; \Omega = 4$).

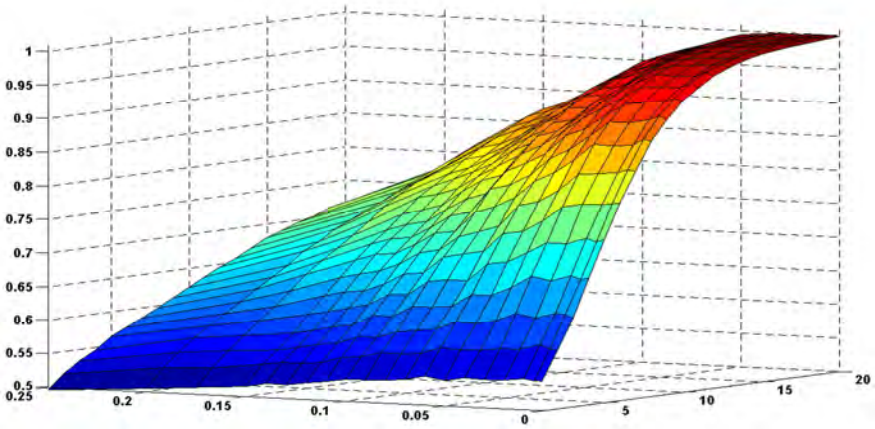


Рис. 3. Пример зависимости целевой функции от числа поколений ГА и коэффициента вариации ФФ

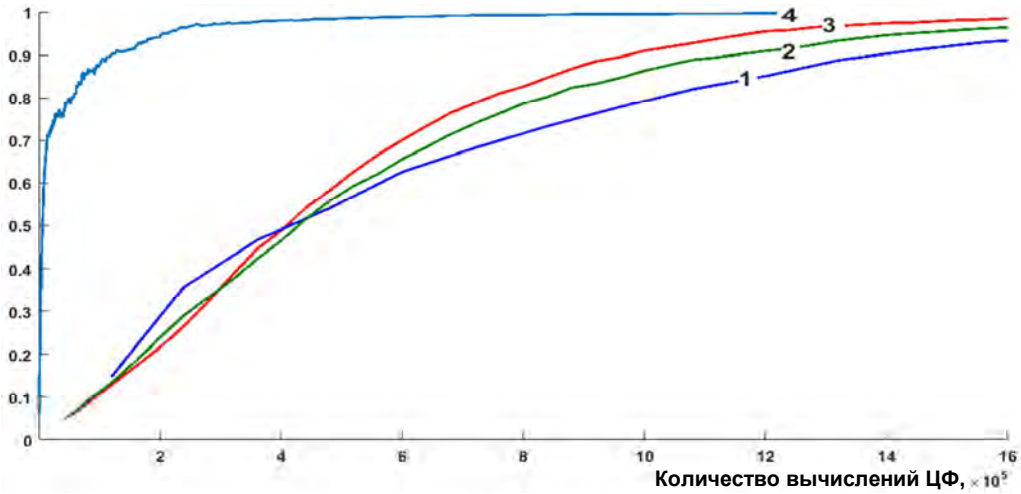


Рис. 4. Сравнительный анализ результативности ГА при поиске оптимальной структуры ИВС: 1 – эвристическая «направленно-случайная» настройка; 2 – эвристическая «случайно-направленная» настройка; 3 – настройка с постоянным коэффициентом вариации ФФ; 4 – настройка с переменным коэффициентом вариации ФФ

Пусть задано ограничение по времени поиска 36 ч, что соответствует перебору 48 вариантов структур традиционным путем. В этом случае использование разработанного метода позволило отыскать квазиоптимальное решение, обеспечивающее значение оценки ЦФ около 0,99. В то же время для традиционного способа применения ГА (постоянный коэффици-

ент вариации ФФ) с рациональными параметрами данная величина составила 0,56, т. е. приращение ЦФ составило 77%. С другой стороны, фиксируя требуемое значение оценки ЦФ, можно оценить выигрыш по времени его достижения: около 8 раз для величины 0,95, 12 раз – для 0,9.

На практике выбор варианта построения сложного технического объекта является, как правило, многокритериальным, и окончательное решение принимается как оптимально-компромиссное из некоторого подмножества возможных решений. Дело в том, что, во-первых, существенное влияние на принимаемое решение оказывают трудно формализуемые факторы, связанные, например, с трудоемкостью реализации того или иного варианта имеющимися наработками и т. п. Во-вторых, необходимо устранение неопределенностей при формировании исходных данных, связанных прежде всего с условиями функционирования ИВС, например бортовых вычислительных систем КА военного назначения. Поэтому применение разработанного метода наиболее целесообразно в тех случаях, когда требуется в ограниченное время сформировать множество квазиоптимальных решений на пространстве возможных структур, тем самым обеспечивая обоснованный оптимально-компромиссный выбор искомой структуры.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложен метод эвристического решения сложной комбинаторной оптимизационной задачи большой размерности со стохастической целевой функцией за счет применения аппарата эволюционного моделирования – генетических алгоритмов. К указанному классу в полной мере относится задача структурно-параметрической оптимизации сложных неоднородных иерархически-сетевых ИВС, функционирующих в условиях неопределенности. Это обусловлено, с одной стороны, множеством возможных вариантов их построения с учетом разнообразия типов элементов и их мест в структуре, а с другой – сложностью моделей функционирования и соответствующей трудоемкостью их вычислительной реализации. Поэтому, несмотря на возможности современной вычислительной техники, предложенный метод целесообразно использовать, в частности, при обосновании выбора структуры бортовых вычислительных систем космических аппаратов военного назначения. Для его практической реализации разработан соответствующий программный комплекс.

Статистическое исследование показало возможность существенно сократить время, затрачиваемое на поиск рациональных вариантов построения ИВС, обладающих архитектурой, соответствующей бортовым вычислительным системам современных и перспективных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. В связи с этим настоящий метод предлагается использовать для разработки предложений по обоснованию их технического облика.

Список используемых источников

1. *Захаров И.В.* Живучесть информационно-вычислительных систем группировок космических аппаратов в условиях дестабилизирующих факторов и деструктивных воздействий // Военная мысль. – 2017. – №6. – С. 61–69.

2. *Захаров И.В., Кремез Г.В.* Построение бортовых вычислительных систем с учетом результатов испытаний элементной базы в условиях космического пространства // Научное обозрение. – 2014. – Вып. 2. – С. 176–179.

3. *Басыров А.Г., Захаров И.В.* Оценивание живучести бортовых вычислительных систем космических аппаратов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского / под ред. М.М. Пенькова. – 2016. – Вып. 651. – С. 139–148.

4. *Курейчик В.В., Курейчик В.М., Родзин С.И.* Теория эволюционных вычислений. – М.: Физматлит, 2012. – 260 с.

5. *Басыров А.Г., Захаров И.В., Шушаков А.О.* Подход к синтезу структуры бортовых вычислительных систем космических аппаратов на основе эволюционного поиска // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2017. – Вып. 12, ч. 2. – С. 369–380.

6. *Захаров И.В., Терехов В.Г.* Применение генетических алгоритмов к задачам построения бортовых вычислительных систем и управления их функционированием // Естественные и технические науки. – 2017. – № 8 (110). – С. 92–95.

7. Моделирование функционирования живучих бортовых вычислительных систем с учетом их структурно-параметрической деградации / И.В. Захаров, В.С. Забузов, А.Н. Соколовский и др. // Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. – 2016. – Т. 8, № S1. – С. 60–66.

8. *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.

9. *Родзин С.И.* О проблемных вопросах теории генетических алгоритмов // Известия ТРТУ. – 2006. – № 8 (63). – С. 51–56.

10. *Бураков М.В.* Генетический алгоритм: теория и практика. – СПб.: ГУАП, 2008. – 164 с.

11. Свидетельство о государственной регистрации ПрЭВМ 2018614368. Программный комплекс для рационального выбора неоднородной иерархической структуры вычислительной системы и ее конфигураций на основе генетических алгоритмов / Захаров И.В., Забузов В.С., Соколовский А.Н. – № 201861008704; заявл. 09.01.2018; опубл. 04.04.2018, Бюл. № 4.

П.Ю. Бугайченко,
кандидат военных наук;
А.Е. Привалов,
кандидат техн. наук;
С.Г. Хлебников,
кандидат военных наук,

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ РЕСУРСАМИ КОСМОДРОМА

В публикации предложена имитационная модель управления ресурсами космодрома, построенная с помощью концепции системной динамики. В качестве исходных данных использована IDEF0-диаграмма запуска космического аппарата. Представлены результаты полного факторного эксперимента с разработанной имитационной моделью. Обосновано применение модели для решения задачи анализа и оптимизации управления ресурсными потоками космодрома.

Ключевые слова: системная динамика, управление ресурсами, IDEF0-диаграмма, космодром, запуск космического аппарата.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время одной из наиболее существенных тенденций в развитии системы управления космодромом является комплексная автоматизация процесса управления. Интегрированная автоматизированная система управления (АСУ) рассматривается на четырех уровнях (рис. 1), каждый из которых выполняет собственные задачи [1, 2].

Нижний уровень представлен АСУ технологическими процессами, основу которого составляет SCADA-системы, выполняющие функции автоматизации сбора, обработки, передачи, хранения и отображения информации, разработки автоматических и автоматизированных систем технологическим оборудованием ракетно-космического комплекса. Второй уровень представляет собой АСУ подготовки и пуска, являющуюся MES-системой, выполняющей функции управления процессом подготовки и пуска РКН от прибытия составных частей РКН на космодром до применения РКН по назначению. В области автоматизации управления на нижних двух уровнях в настоящее время достигнуты определенные успехи.

Третий уровень автоматизации предназначен для управления всеми ресурсами и информацией космодрома. Основой данного уровня является ERP-система, в задачи которой входят укрупненное планирование и управление эксплуатацией космических средств космодрома, а также планирование и управление всеми видами ресурсов (трудовых, материальных, финансовых). Верхний (четвертый) уровень анализа результатов подготовки и пуска РКН представляет собой OLAP-систему, предназначенную для обработки, систематизации и анализа всей информации по результатам подготовки и пуска РКН.

Следует отметить, что ERP- и OLAP-системы в настоящий момент на космодроме не внедрены. Вместе с тем отмечается всё возрастающий интерес руководящего состава космодрома и предприятий промышленности к устранению этого недостатка. Об этом свидетельствуют многочисленные публикации и научные конференции [3, 4].

В качестве фундамента для внедрения систем комплексной автоматизации используется жизненный цикл космических средств согласно общей концепции информационной поддержки жизненного цикла CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support) [5]. Одним из основных стандартов разработки моделей жизненного цикла и выполняемых в его ходе процессов является группа стандартов IDEF (Integrated definition) [6]. При этом для укрупненного планирования этапов жизненного цикла космических средств, а также ресурсного

планирования в ERP-системах используется стандарт функционального моделирования IDEF0 [6], отображающий иерархию функций моделируемой системы.

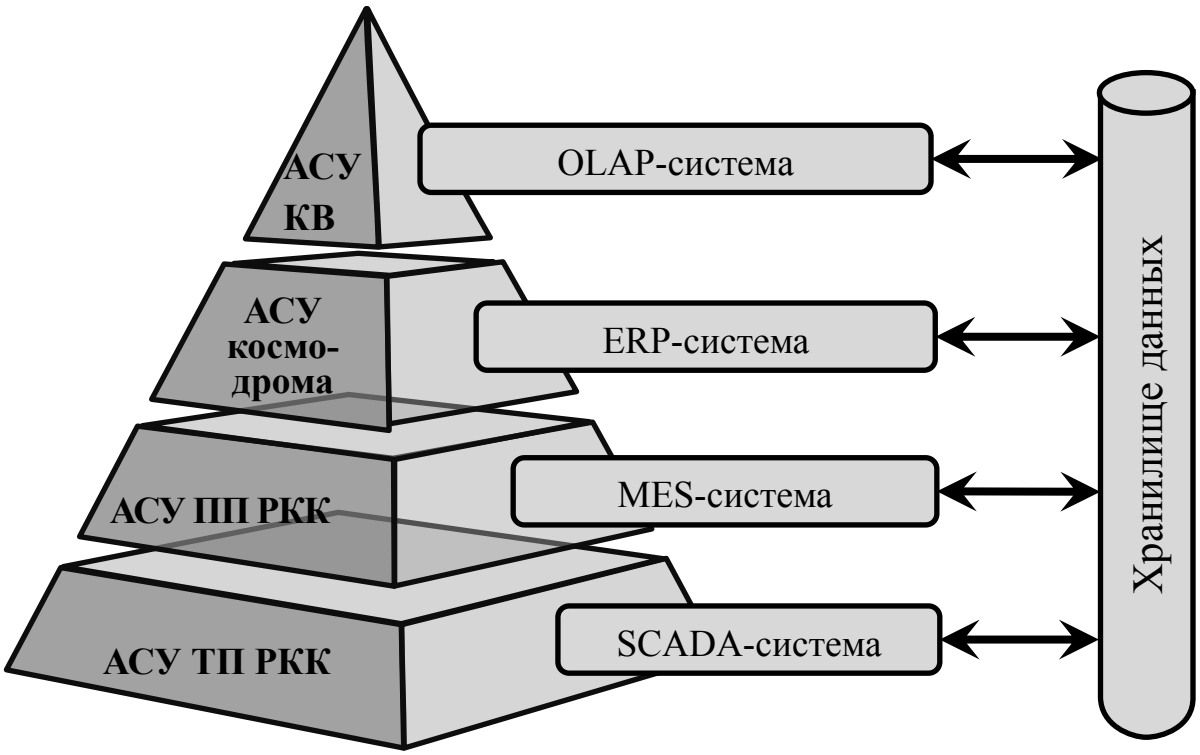


Рис. 1. Структура интегрированной АСУ космодрома

Методология IDEF0 является достаточно привлекательным инструментом моделирования, так как обладает достаточной простотой, наглядностью и относительной дешевизной использования. Однако, несмотря на свою простоту и наглядность, функциональные диаграммы являются качественным инструментом анализа и не отражают динамики функционирования системы. Следовательно, возможности этих диаграмм существенно ограничены. Их применения недостаточно для прогнозирования поведения системы в ответ на управляющие воздействия и возмущающие факторы внешней среды, а также для выработки предупреждающих и корректирующих мер.

Для решения названных задач необходим переход к функциональным моделям, позволяющим учитывать протекание процессов во времени, их взаимодействие между собой, распределение и использование ими ресурсов, а также вычисление характеристик функционирования системы в целом и отдельных ее элементов. Одним из решений задачи является методика перехода от IDEF0-диаграмм к моделям системной динамики [8], которые показали свою эффективность при исследовании систем на высоком уровне абстрагирования, как правило используемом на верхних уровнях автоматизации.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ РАЗРАБОТКИ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ

Исходными данными для построения функциональных моделей процесса функционирования космодрома является IDEF0-диаграмма процесса. Основной функцией космодрома является запуск КА, который можно представить в виде последовательного изменения технической готовности космических средств [9]. Количество готовностей для различных КА и РН составляет, как правило, от 3 до 5.

В рамках статьи рассмотрим вариант с тремя готовностями (которые для краткости будем обозначать соответственно ТГ-1, ТГ-2, ТГ-3) и состоянием поставки (СП). ТГ-1 характеризуется минимальным временем подготовки РКН к пуску, а СП – максимальным. IDEF0-диаграмма запуска КА показана на рис. 2.

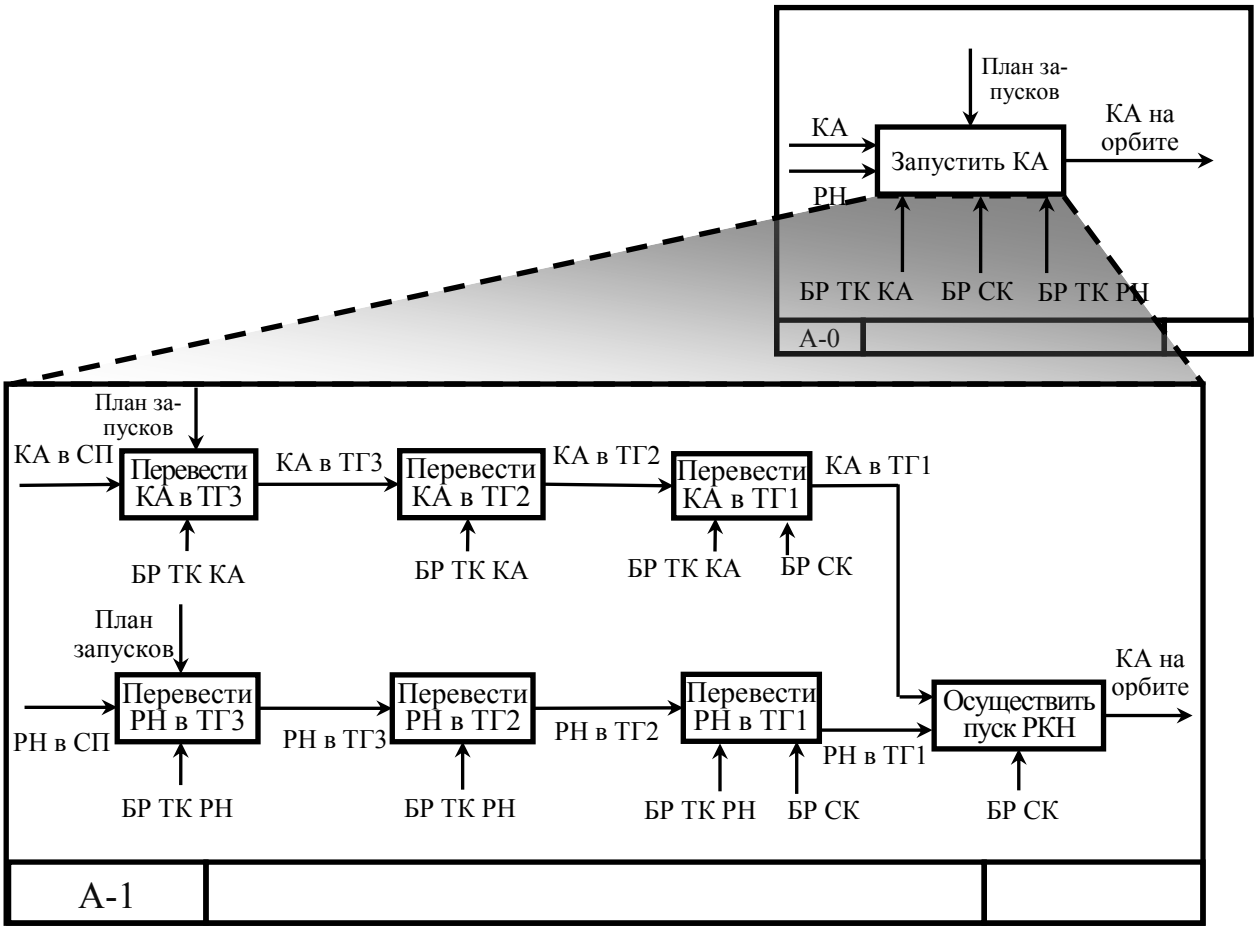


Рис. 2. IDEF0-диаграмма запуска КА

Требуется разработать модель для прогнозирования времени развертывания орбитальной группировки заданного состава и исследования зависимости заданного времени от следующих параметров:

- количества КА, которые требуется запустить;
- количества КА, одновременно подготавливаемых на ТК;
- количества РН, одновременно подготавливаемых на ТК.

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ РЕСУРСАМИ КОСМОДРОМА

Построение моделей системной динамики включает в себя три этапа [10]: качественный анализ объекта моделирования, количественный анализ объекта моделирования и имитационное моделирование.

Качественный анализ объекта моделирования. Качественный анализ предметной области – это представление моделируемого процесса в виде причинно-следственной диаграммы. Она состоит из переменных и связей между ними с определенной полярностью (положительной или отрицательной). Связи между переменными изображаются стрелками. Полярность связей между переменными (положительная или отрицательная) расставляется над

стрелками. Для построения причинно-следственной диаграммы запуска КА (рис. 3) требуется выполнить следующую последовательность шагов:

1. Определить количество наименований ресурсов на входах и выходах функций диаграммы. Для рассматриваемого примера ресурсами являются КА, РН и РКН.

2. Для выделенных ресурсов определить количество возможных состояний (например, для КА выделены СП, ТГ-3, ТГ-2, «КА на орбите»), поместить их на диаграмме.

3. На основании анализа IDEF0-диаграммы определить функции, механизмы и управляющие воздействия, отметить их на диаграмме. Возможно дополнение причинно-следственной диаграммы новыми переменными и связями. Например, для замыкания контура обратной связи необходимо ввести связь между переменными «Выведен» и «План запусков».

4. Определить связи между переменными, изобразить их стрелками на диаграмме (например, на план запусков влияет количество выведенных КА, а план запусков влияет на первый этап подготовки КА и РН).

5. Определить полярность связей (например, увеличение выведенных КА отрицательно влияет на план запусков, а план запусков положительно влияет на скорость выполнения функции «перевести в ТГ-3» для РН и КА).

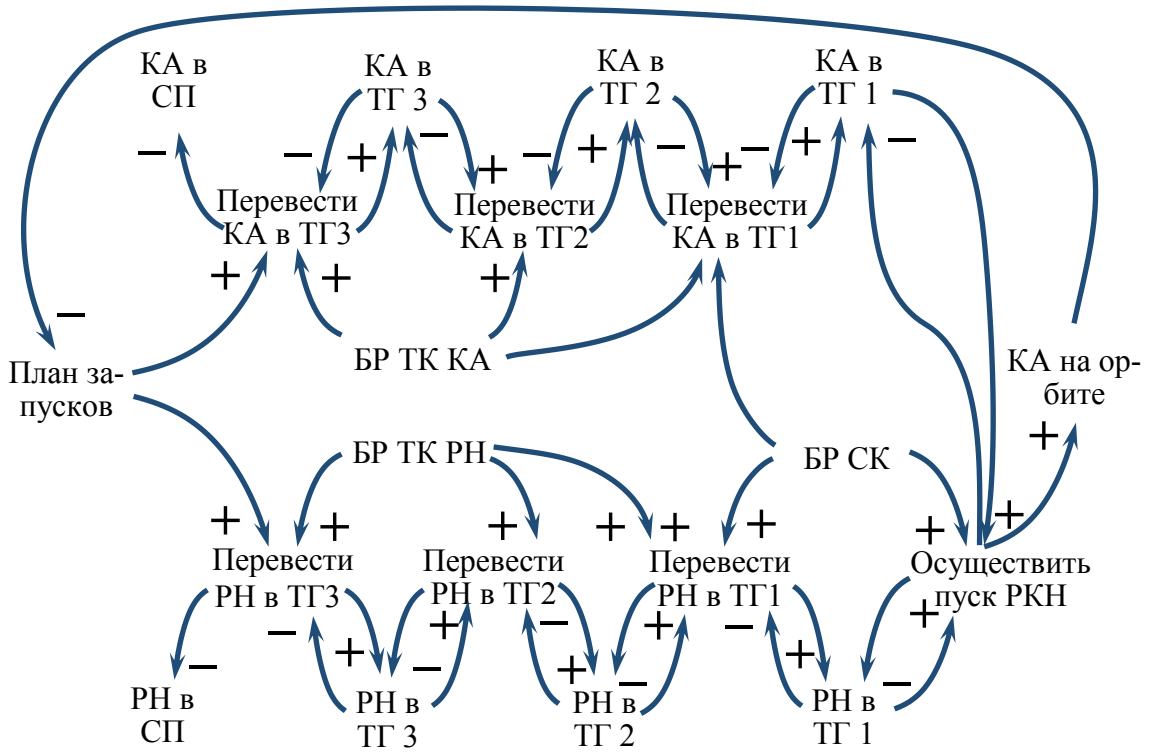


Рис. 3. Диаграмма причинно-следственных связей

Количественный анализ объекта моделирования. Количественный анализ объекта моделирования заключается в разработке математической модели объекта моделирования и потоковой диаграммы. На этапе построения потоковой диаграммы процесса осуществляется соотнесение элементов IDEF0-диаграммы с элементами потоковой диаграммы на основании диаграммы причинно-следственных связей. Основные элементы потоковой диаграммы – накопители, являющиеся аккумуляторами материальных или информационных ресурсов, и потоки, перемещающие ресурсы между накопителями. Накопитель представляет собой состояние системы – своеобразный «резервуар», «емкость», которая накапливает определенный материальный или нематериальный фактор с течением времени, а поток соответствует темпу изменения состояния системы, т. е. количеству ресурсов в единицу времени.

Накопление ресурсов в IDEF0-диаграмме осуществляется на выходах функциональных блоков, следовательно, накопители потоковой диаграммы соответствуют состояниям ресурсов на выходе функционального блока. Перемещение ресурсов между накопителями имитирует изменение их состояния, т. е. преобразование, что является целью и результатом работы любого блока IDEF0-диаграммы. Следовательно, функциональные блоки IDEF0-диаграммы определяют структуру потоков модели.

Понятие «механизм» в нотации IDEF0 представляет собой средства, используемые для преобразования ресурсов. При переходе к потоковой диаграмме каждый механизм может быть описан переменной, влияющей на скорость потока, соответствующего рассматриваемой функции.

Понятие «управление» в нотации IDEF0 представляет собой условия выполнения функции, описываемой блоком моделируемой системы, которые также могут быть заданы переменными.

Таким образом, правило перехода потоковой диаграммы функции IDEF0 представляет собой множество потоков по созданию, преобразованию или удалению ресурсов. Пример соотнесения элементов IDEF0-диаграммы и потоковой диаграммы приведен на рис. 4.

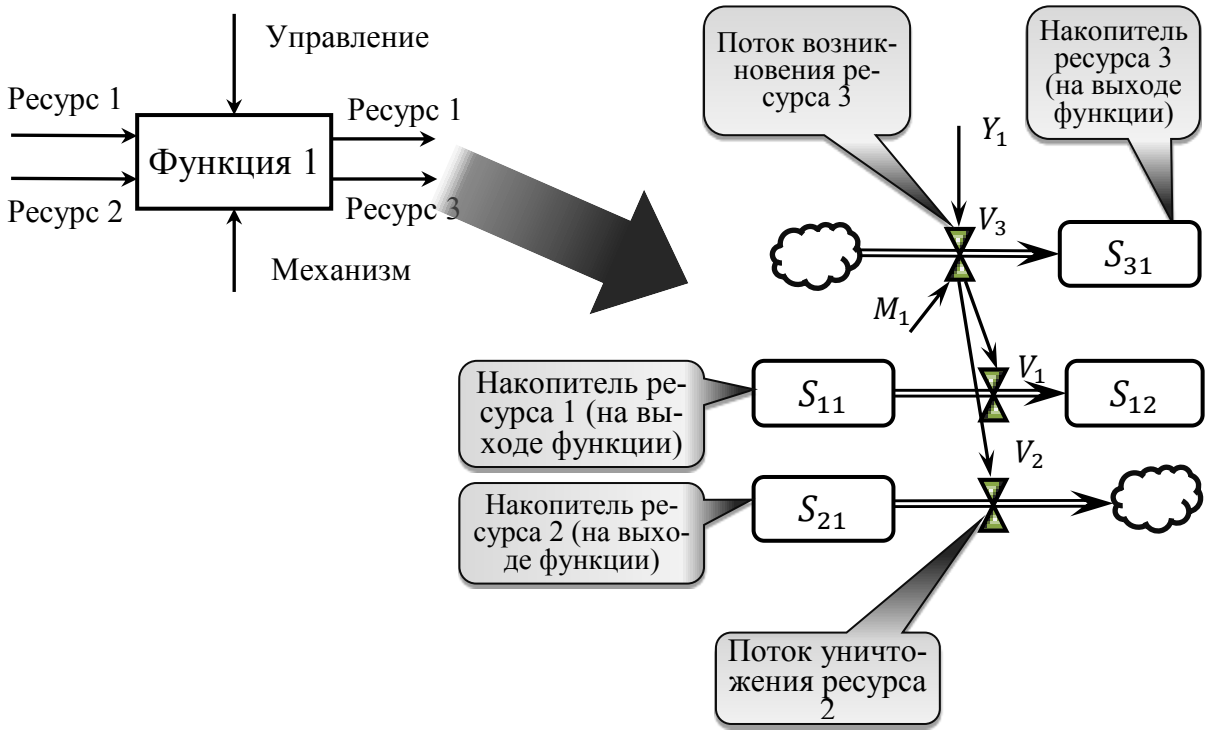


Рис. 4. Соотнесение элементов IDEF0-диаграммы и потоковой диаграммы

Математическая модель функции представляет собой систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dfrac{dS_{31}}{dt} = V_3(M_1, Y_1); \\ \dfrac{dS_{11}}{dt} = -V_1(M_1, Y_1); \\ \dfrac{dS_{21}}{dt} = -V_2(M_1, Y_1); \\ \dfrac{dS_{12}}{dt} = V_1(M_1, Y_1), \end{cases}$$

где S_{11} – объем ресурса 1 на входе функции 1;
S_{12} – объем ресурса 1 на выходе функции 1;
S_{21} – объем ресурса 2 на входе функции 1;
S_{31} – объем ресурса 3 на выходе функции 1;
V_1, V_2, V_3 – скорости преобразования, удаления и создания ресурсов;
M_1 – переменная, характеризующая механизм функции 1;
Y_1 – переменная, характеризующая управление функции 1.

Очевидно, что полученная модель системной динамики является более сложной, чем исходная – части информации будет недоставать. К недостающей информации относятся:

– переменные, характеризующие управляющие воздействия ($Y_1, Y_2 \ldots$);
– переменные, характеризующие механизмы (M_1, M_2 ...);
– зависимости скоростей потоков от переменных модели ($V_n(M_1, M_2 \ldots, Y_1, Y_2 \ldots, V_1, V_2 \ldots, S_1, S_2 \ldots)$).

Воспользуемся вышеизложенным правилом для перехода от IDEF0-диаграммы к потоковой диаграмме запуска КА.

При анализе IDEF0-диаграммы можно выделить следующие ресурсы: РН, КА и РКН, составляющие материальные потоки. Кроме того, целесообразно выделить в отдельный поток класс объектов «Космический аппарат», который является преобразованием объектов класса «Ракета космического назначения». Состояния поставки РН и КА обозначим истоками. Итого в модели имеются четыре потока. Все материальные потоки измеряются в единицах (штуках), размерность времени определим «дни», скорости потоков измеряются соответственно в «ед./день». Переменные потоковой диаграммы обозначим в соответствии с табл. 1.

Таблица 1

Описание переменных потоковой диаграммы

№ п/п	Имя переменной	Обозначение на диаграмме	Физический смысл	Ед. измерения	Область значений
1	$M_{ТК1}$	БР ТК КА	Индикатор наличия БР ТК КА	–	0, если БР неполный 1, если БР полный
2	$M_{ТК2}$	БР ТК РН	Индикатор наличия БР ТК РН	–	0, если БР неполный 1, если БР полный
3	$M_{СК}$	БР СК	Индикатор наличия БР СК	–	0, если БР неполный 1, если БР полный
4	$N_{КА}$	План запусков	Необходимое количество запусков КА	ед.	$\mathbb{N}$
5	$V_{КА3}$	Перевести КА в ТГ3	Средняя скорость выполнения функции	ед./день	$\mathbb{R} \cap (0; \infty)$
6	$V_{КА2}$	Перевести КА в ТГ2	Средняя скорость выполнения функции	ед./день	$\mathbb{R} \cap (0; \infty)$
7	$V_{КА1}$	Перевести КА в ТГ1	Средняя скорость выполнения функции	единиц /день	$\mathbb{R} \cap (0; \infty)$
8	$V_{Запуск}$	-	Средняя скорость запуска КА	ед./день	$\mathbb{R} \cap (0; \infty)$
9	$V_{РН3}$	Перевести РН в ТГ3	Средняя скорость выполнения функции	ед./день	$\mathbb{R} \cap (0; \infty)$
10	$V_{РН2}$	Перевести РН в ТГ2	Средняя скорость выполнения функции	ед./день	$\mathbb{R} \cap (0; \infty)$
11	$V_{РН1}$	Перевести РН в ТГ1	Средняя скорость выполнения функции	ед./день	$\mathbb{R} \cap (0; \infty)$

Окончание табл. 1

№ п/п	Имя переменной	Обозначение на диаграмме	Физический смысл	Ед. измерения	Область значений
12	$V_{\text{Пуск}}$	Осуществить пуск	Средняя скорость выполнения функции	ед./день	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$
13	$S_{\text{КА_ТГ3}}$	КА в ТГ 3	Текущее количество КА в ТГ 3	ед.	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$
14	$S_{\text{КА_ТГ2}}$	КА в ТГ 2	Текущее количество КА в ТГ 2	ед.	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$
15	$S_{\text{КА_ТГ1}}$	КА в ТГ 1	Текущее количество КА в ТГ 1	ед.	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$
16	$S_{\text{КА_0}}$	КА на орбите	Текущее количество запущенных КА	ед.	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$
17	$S_{\text{РН_ТГ3}}$	РН в ТГ 3	Текущее количество РН в ТГ 3	ед.	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$
18	$S_{\text{РН_ТГ2}}$	РН в ТГ 2	Текущее количество РН в ТГ 2	ед.	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$
19	$S_{\text{РН_ТГ1}}$	РН в ТГ 1	Текущее количество РН в ТГ 1	ед.	$\mathbb{R} \cap (0;\infty)$

Связи потоковой диаграммы обозначим в соответствии с диаграммой причинно-следственных связей (рис. 5). Связи отражают зависимости скоростей модели от остальных параметров и переменных. В рассматриваемой модели значения скоростей определяются длительностями соответствующих процессов, определяемых эксплуатационной документацией. Остальные переменные и параметры модели устанавливают ограничения на значение скорости. Например, скорость перевода РН в ТГ2 $V_{\text{ТК_РН2}}$ (для РН Союз-2) равна 1/32 ед./день в том случае, если выполняются условия:

– есть как минимум одна РН, находящаяся в ТГ3 ($S_{\text{РН_ТГ3}} \geq 1$);
– не превышена емкость монтажно-испытательного корпуса ($S_{\text{РН_ТГ3}} < 4$);
– боевой расчет ТК РН в наличии в полном составе ($M_{\text{ТК2}} = 1$).

Таким образом, выражение для скорости представляет собой кусочно-заданную функцию:

$$V_{\text{РН2}} = \begin{cases} {}^{1}/_{32}, & (S_{\text{РН_ТГ3}} \geq 1) \wedge (S_{\text{РН_ТГ3}} < 4) \wedge (M_{\text{ТК2}} = 1); \\ 0, & \left(S_{\text{РН}_{\text{ТГ3}}} < 1\right) \vee \left(S_{\text{РН}_{\text{ТГ3}}} \geq 4\right) \vee (M_{\text{ТК2}} = 0). \end{cases}$$

Скорость запуска пропорциональна скорости пуска:

$$V_{\text{Запуск}} = k * V_{\text{Пуск}},$$

где k – количество КА, запускаемых одной РН.

Общая математическая модель запуска КА представляет собой систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} {}^{dS_{\text{КА_ТГ3}}}/_{dt} = V_{\text{КА3}} - V_{\text{КА2}}; \\ {}^{dS_{\text{КА_ТГ2}}}/_{dt} = V_{\text{КА2}} - V_{\text{КА1}}; \\ {}^{dS_{\text{КА}_{\text{ТГ1}}}}/_{dt} = V_{\text{КА1}} - V_{\text{Запуск}}; \\ {}^{dS_{\text{КА}_0}}/_{dt} = V_{\text{Запуск}}; \\ {}^{dS_{\text{РН}_{\text{ТГ3}}}}/_{dt} = V_{\text{РН3}} - V_{\text{РН2}}; \end{cases}$$

$$\begin{cases} dS_{\text{РН_ТГ3}}/dt = V_{\text{РН2}} - V_{\text{РН1}}; \\ dS_{\text{РН_ТГ3}}/dt = V_{\text{РН1}} - V_{\text{Пуск}}. \end{cases}$$

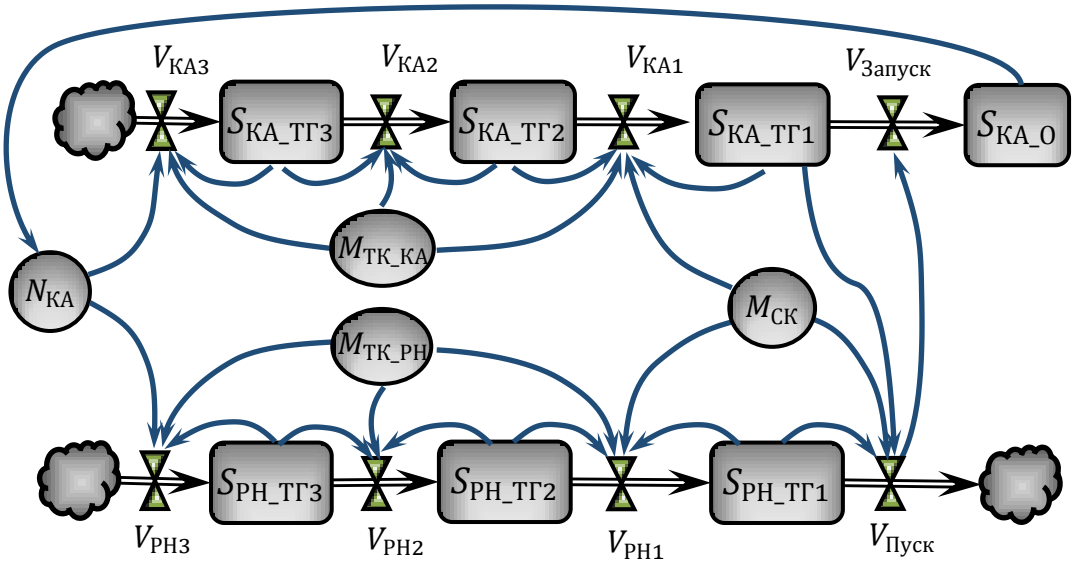


Рис. 5. Потоковая диаграмма запуска КА

Разработанная модель может быть реализована в любой среде имитационного моделирования, поддерживающей модели системной динамики. Для реализации модели была выбрана система AnyLogic 7. Пример реализации имитационной модели в системе приведен на рис. 6.

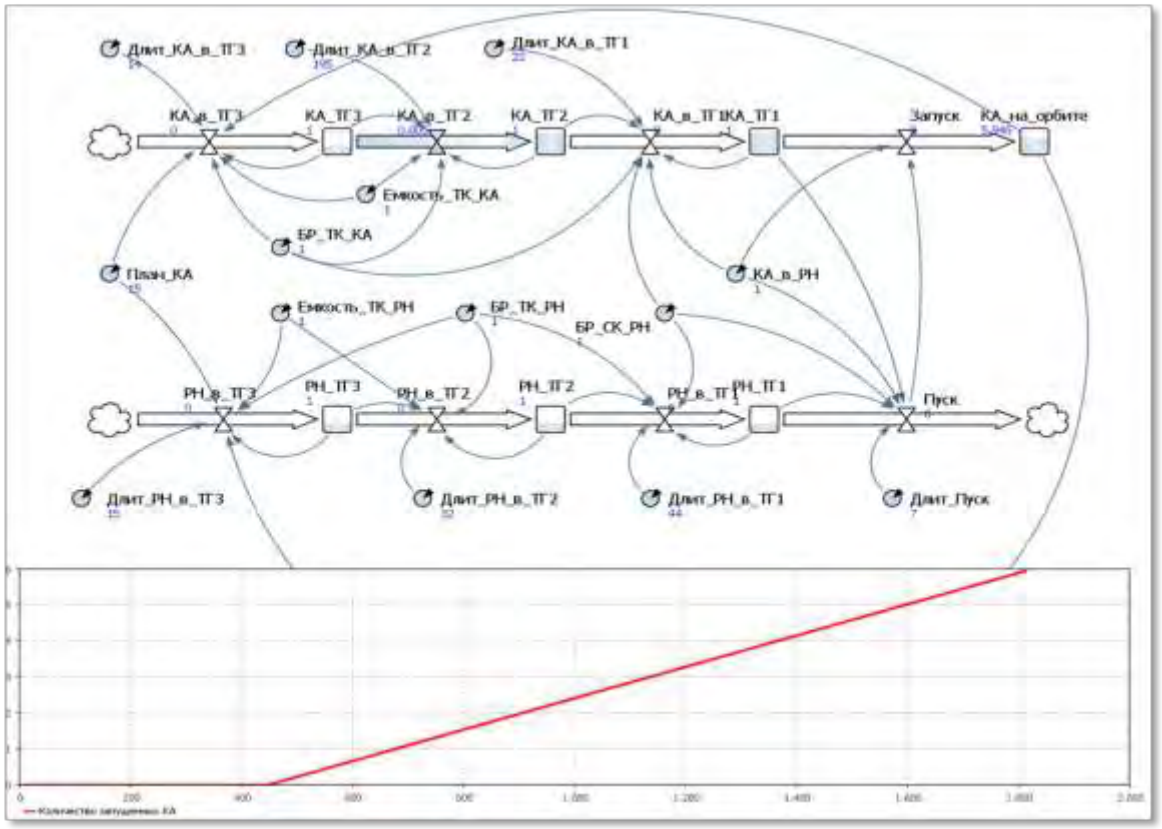


Рис. 6. Пример реализации модели в системе AnyLogic 7

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ С ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛЬЮ

Для исследования модели был проведен полный факторный эксперимент по оцениванию влияния на время развертывания орбитальной группировки факторов, указанных в табл. 2.

Таблица 2

План и результаты эксперимента

Факторы	План эксперимента		Главный эффект фактора
	мин.	макс.	
1. Количество КА, одновременно подготавливаемых на ТК	1	4	-1405
2. Количество РН, одновременно подготавливаемых на ТК	1	4	-110,5
3. Количество КА, которые требуется запустить	10	20	736,25

Анализ главных эффектов показывает, что сильнее всего на исследуемый параметр влияют факторы 1 и 3, для которых было проведено более детальное исследование при фиксации количества РН, одновременно подготавливаемых на ТК на минимальном значении. На рис. 7 представлена столбиковая диаграмма зависимости времени развертывания орбитальной группировки от количества одновременно подготавливаемых КА на ТК и количества КА в ОГ.

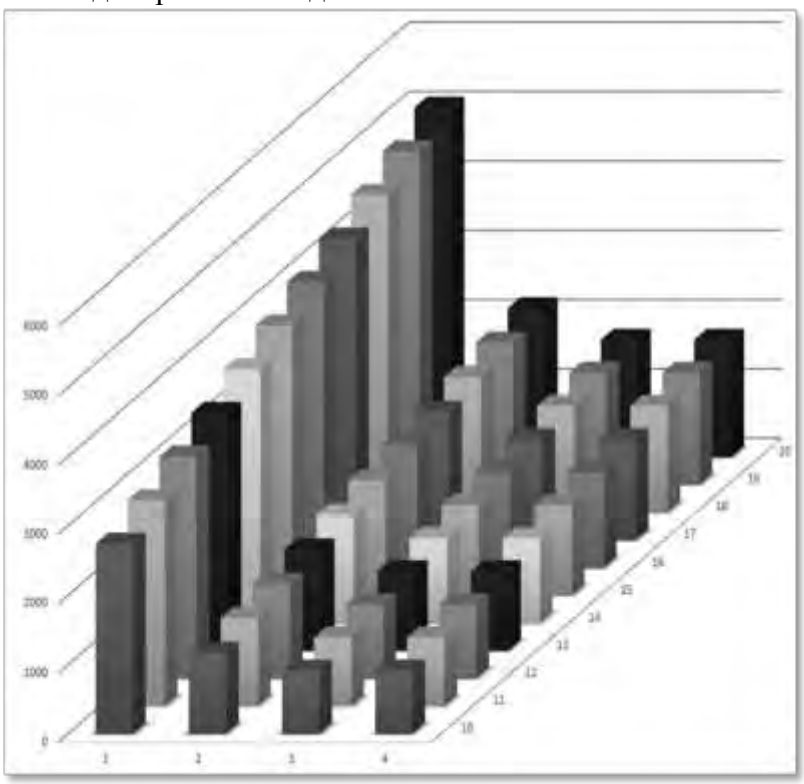


Рис. 7. Зависимость времени развертывания ОГ от количества одновременно подготавливаемых КА на ТК и количества КА в ОГ

Анализ результатов экспериментов позволяет сделать вывод о том, что целесообразное количество одновременно подготавливаемых КА на ТК – два или три. Дальнейшее увеличение фактора не оказывает влияния на значение отклика.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Верхний уровень автоматизации космодрома представлен ERP-системой, основной задачей которой является управление информационными и ресурсными потоками на уровне космодрома в целом. Рассмотренная в публикации имитационная модель управления ресурсами космодрома, построенная с использованием концепции системной динамики позволяет осуществить анализ и оптимизацию управления ресурсными потоками. В целях обеспечения наглядности процедуры разработки имитационной модели в нее включены лишь необходимые компоненты, отражающие сущность функционирования космодрома. Вместе с тем для обеспечения адекватности модели ее необходимо дополнить набором потоков, к числу которых относятся:

- поток движения финансовых ресурсов космодрома;
- поток движения трудовых ресурсов;
- поток расходуемых ресурсов – компонентов ракетного топлива, электроэнергии и т. п.;
- поток запасных частей, инструментов, принадлежностей и средств эксплуатации космических средств.

Разработанная с учетом вышеперечисленных условий имитационная модель может быть использована в составе ERP-системы космодрома для прогнозирования и укрупненного планирования ресурсов, а также обоснования долгосрочных управленческих решений.

Список используемых источников

1. *Шмелев В.В.* Корпоративная информационная система автоматизированной системы управления подготовкой и пуском ракеты космического назначения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2015. – № 646. – С. 29–37.

2. Методология создания и применения интеллектуальных информационных технологий наземно-космического мониторинга сложных объектов / В.А. Зеленцов, А.П. Ковалев, М.Ю. Охтилев М.Ю. и др. // Труды СПИИРАН. – 2013. – № 5 (28). – С. 7–81.

3. Интеллектуальные информационные технологии наземно-космического мониторинга сложных объектов: состояние и перспективы развития / О.В. Майданович, М.Ю. Охтилев, В.А. Зеленцов и др. // V Российская мультиконференция по проблемам управления. 09–11 октября 2012 года. – СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – С. 38–52.

4. *Майданович О.В.* Интеллектуальные технологии автоматизированного мониторинга сложных технических объектов // Труды СПИИРАН. – 2013. – № 6 (29). – С. 201–216.

5. *Загидуллин Р.Р.* Управление машиностроительным производством с помощью систем MES, APS, ERP: монография. – Старый Оскол: ТНТ, 2015 – 372 с.

6. *Доросинский Л.Г., Зверева О.М.* CALS-технологии. – Saarbrücken, Deutschland (Германия): LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014 – 277 с.

7. РД IDEF0 – 2000. Методология функционального моделирования IDEF0. – М.: ИПК Издательство стандартов, 2000 – 75 с.

8. *Хлебников С.Г., Привалов А.Е.* Методика перехода от IDEF0-диаграмм к детерминированным моделям системной динамики // Известия института инженерной физики. – 2017. – № 3 (45). – С. 79–82.

9. Эксплуатация космических средств: учебник / Г.Д. Петров, А.И. Птушкин, В.И. Звягин и др.; под ред. А.П. Вышинского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. – 454 с.

10. *Каталевский Д.Ю.* Основы имитационного моделирования и системного анализа в управлении: учеб. пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд. дом «Дело» РАНХиГС, 2015. – 496 с.

Е.С. Абазина,
кандидат техн. наук;
А.А. Ерунов,
кандидат техн. наук;
В.М. Коровин,
кандидат техн. наук

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СЛОЖНОСТЬ АЛГОРИТМОВ ФОРМИРОВАНИЯ СТЕГОКАНАЛА С КОДОВЫМ УПЛОТНЕНИЕМ В ВИДЕОПОТОКЕ

Представлены аналитические зависимости оценивания вычислительной сложности перспективных алгоритмов формирования скрытого канала с кодовым уплотнением в видеопотоке. Осуществлен выбор элементной базы с учетом требований к своевременности доставки видеоданных и трудоемкости их цифровой обработки в соответствии со стандартом JPEG, а также операций, проводимых дополнительно при организации скрытого канала с кодовым уплотнением.

Ключевые слова: вычислительная сложность (трудоемкость) алгоритма, временная эффективность алгоритма, количество элементарных операций, отечественная элементная база.

ВВЕДЕНИЕ

Глобальное проникновение инфокоммуникационных систем, сетей и технологий во все сферы жизни общества ведет к необходимости постоянного совершенствования существующих способов обеспечения защиты информации и поиску новых. На протяжении последних десятилетий в интересах достижения указанной цели совместно с шифрованием информации применяются методы цифровой стеганографии, ориентированные на сокрытие факта передачи информации и (или) на подтверждение подлинности передаваемой информации. В ситуациях, когда шифрование невозможно или нецелесообразно, альтернативой является цифровая стеганография. Одно из направлений этой области знаний ориентировано на формирование стегоканалов – скрытых каналов в смысле сохранения в тайне факта передачи информации: незаметный для несанкционированного абонента обмен различными видами сообщений в открыто передаваемых сообщениях.

ОСНОВНЫЕ ОПЕРАЦИИ ФОРМИРОВАНИЯ СТЕГОКАНАЛА С КОДОВЫМ УПЛОТНЕНИЕМ В ВИДЕОПОТОКЕ

Результаты исследований в области организации стегоканалов с кодовым уплотнением в структуре видеоданных с целью обеспечения многоабонентского скрытого обмена подробно представлены в работах [1–5]. Заявленный метод, основные этапы которого отражены на рис. 1, дает возможность организовать несколько информационных направлений связи в одном стегоканале передачи информации, что и позволяет говорить о предоставлении нового вида услуг связи органам военного управления. При этом необходимо проведение предварительных, прямого и обратного ортогональных преобразований (ОП) в базисах функций Виленикина – Крестенсона (В-К) и Уолша над видеоизображением с одновременным встраиванием данных в область оцифрованного спектра ОП в парные биты, а также применение двумерных шумоподобных сигнально-кодовых конструкций (ДШСК) Франка – Крестенсона (Ф-К) и Франка – Уолша (Ф-У) для кодового уплотнения стегоканала. Метод предполагает проведение следующих этапов: выбор пары двумерная шумоподобная сиг-

нальная конструкция – ортогональное преобразование; формирование уплотненного стегоканала; проведение двойных спектральных преобразований видеоданных; встраивание уплотненного стегоканала в видеоданные.

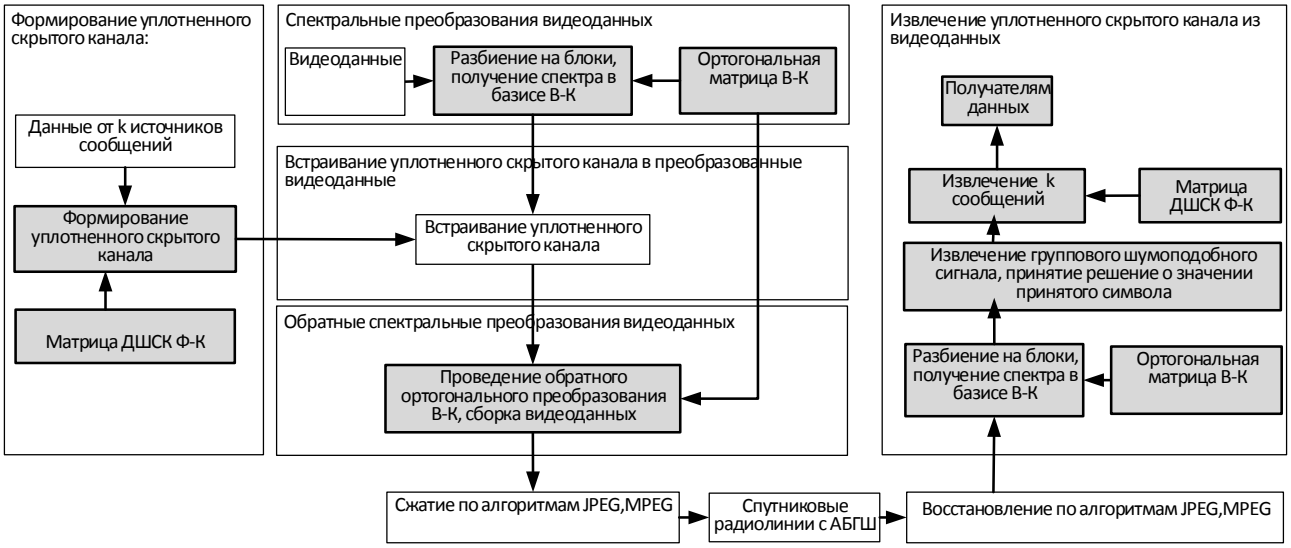


Рис. 1. Метод кодового уплотнения стегоканала в структуре видеоданных

Указанные выше операции являются новыми, они отмечены на рисунке серым и реализованы в виде алгоритмов подготовки, встраивания и извлечения кодовоуплотненной информации абонентов – участников скрытого информационного обмена в видеоданные.

ПОДХОД К ОЦЕНИВАНИЮ РЕАЛИЗУЕМОСТИ АЛГОРИТМОВ

Для практической реализации разработанных алгоритмов подготовки кодовоуплотненной информации абонентов, ее встраивания в видеоданные и извлечения из них возникает задача рационального выбора алгоритма, а также определения требований и выбора элементной базы [6–10].

Значительная часть вычислительных ресурсов при реализации алгоритма определяется емкостью памяти для хранения постоянных и временных (результатов промежуточных вычислений) данных, необходимой для реализации алгоритма. Однако основные затраты при реализации алгоритмов связаны с затратами времени на их выполнение. Поэтому при сравнении учитывается временная эффективность алгоритмов, характеризующая трудоемкость выполнения алгоритма для различных входных данных.

Под трудоемкостью алгоритма для данного конкретного входа П(z) понимается количество «элементарных» операций, совершаемых алгоритмом для решения конкретной задачи в данной формальной системе.

К элементарным операциям относятся присваивание, индексация, арифметические операции, сравнение, логические операции. Таким образом, анализ трудоемкости алгоритма сводится к подсчету количества элементарных операций при различных значениях z.

Нахождение точной зависимости П(z) для конкретного алгоритма – задача сложная, поэтому при анализе поведения функции трудоемкости алгоритма часто используют принятые в математике асимптотические обозначения, позволяющие показать скорость роста функции, маскируя при этом конкретные коэффициенты. Такая оценка функции трудоемкости алгоритма называется сложностью алгоритма О-оценкой, которая позволяет определить предпочтения в использовании того или иного алгоритма для больших значений

размерности исходных данных [9, 11, 12]. Основными правилами выполнения О-оценки являются следующие:

– сложность алгоритма можно оценить порядком возрастания функции, определяющей количество операций: если в алгоритме умножение выполняется O(n) раз, а сложение – O(n^2) раз, то общая сложность алгоритма – O(n^2);

– при О-оценке константы не учитываются;

– знание асимптотической сложности алгоритма способствует выбору более рационального по трудоемкости алгоритма для больших размерностей исходных данных.

Причинами возможных ошибок при сравнении двух алгоритмов по их функции трудоемкости являются различная частотная встречаемость элементарных операций, порождаемая разными алгоритмами, и различие во временах выполнения элементарных операций на реальном процессоре. В итоге возникает задача перехода от функции трудоемкости к оценке времени работы алгоритма на конкретном процессоре.

Таким образом, для получения порядка сложности алгоритма необходимо исследовать зависимость общего времени выполнения алгоритма от размера входа. Ввиду того, что оценка сложности разработанных алгоритмов производится для выбора элементной базы, для ее осуществления целесообразен выбор одного из асимптотических алгоритмов.

ОЦЕНИВАНИЕ СЛОЖНОСТИ АЛГОРИТМОВ ФОРМИРОВАНИЯ СКРЫТОГО КАНАЛА С КОДОВЫМ УПЛОТНЕНИЕМ В ВИДЕОПОТОКЕ

Вычислительные затраты по реализации разработанных алгоритмов состоят из затрат на предварительную обработку, формирование матрицы уплотненного стегоканала и встраивание ее в изображение.

Для расчета вычислительной сложности алгоритмов введем следующие обозначения:

$z_{(\times,\ /)}$ – число элементарных операций умножения и деления;

$z_{(+,\ -)}$ – число элементарных операций сложения и вычитания;

$z_{(\leq\ ,\ \geq)}$ – число сравнений;

$z_{(:=)}$ – число присваиваний.

Число элементарных операций, необходимых для реализации алгоритма формирования уплотненного стегоканала, описанного в [1–5], зависит от периода матрицы двумерного широкополосного сигнала N, используемой для его формирования, а также от числа активных абонентов K, данные которых требуют скрытой передачи. Число элементарных операций, необходимых для реализации алгоритма формирования уплотненных скрытых каналов, представлено в табл. 1.

Алгоритм формирования уплотненного стегоканала может выполняться без реального формирования одномерного массива и его записи в память, а лишь определять порядок считывания элементов исходных сигналов абонентов при выполнении алгоритма, кроме того, он является симметричным для передающей и для приемной сторон.

С учетом рассчитанного числа элементарных операций общая сложность алгоритма развертки составляет

$$\Pi_{\text{А.форм}}(z) = 2N^2 + \frac{N}{K} + 5{,}5K + 5. \qquad (1)$$

Так как сложность операций сжатия изображений значительно выше, чем сложность их восстановления, то расчет вычислительной сложности будет проводиться только для операций сжатия.

При реализации алгоритма предварительной обработки и встраивания сложность алгоритма определяется вычислительными затратами на проведение прямого и обратного орто-

гональных преобразований одной хроматической составляющей видеоданных размером $X \times Y$, где *X, Y* – число пикселей изображения в двух измерениях.

Таблица 1

Число элементарных операций при формировании уплотненного стегоканала

Выполняемые операции	Рассчитываемые величины		
	Оценка числа активных абонентов K	Формирование уплотненного стегоканала	Сборка матрицы и преобразование к двоичному виду
$z_{(+,-)}$	1	$3(K-1)$	–
$z_{(\times,/)}$	2	N^2	–
$z_{(\leq,\geq)}$	K	$(K-1)$	N^2
$z_{(:=)}$	$\frac{K}{2}+2$	$\frac{N}{K}$	4

Учитывая, что процедуры вычисления ортогональной матрицы сигнальных конструкций Виленкина – Крестенсона производятся дважды – при выполнении прямого и обратного преобразований, и могут быть выполнены заранее, а вычислительные затраты на их осуществление малы по сравнению с затратами на составление матрицы спектральных коэффициентов изображения в спектре В – К, вычислительная сложность зависит от размерности входных видеоданных. Результаты расчета количества элементарных операций, необходимых для предварительной обработки изображения и встраивания уплотненных скрытых каналов, приведены в табл. 2 [6, 7, 11, 12].

Таблица 2

Число элементарных операций при предварительной обработке изображения и встраивании уплотненных скрытых каналов

Выполняемые операции	Рассчитываемые величины			
	Предобработка видеоданных (прямое ОП В-К)	Распределение матриц уплотненного стегоканала по изображению	Встраивание уплотненного стегоканала	Постобработка изображения (обратное ОП В-К)
$z_{(+,-)}$	N^2-1+2^8 N^2	–	2^8 N^2	N^2-1
$z_{(\times,/)}$	N^2	–	$2N^2$	N^2
$z_{(\leq,\geq)}$	1	2(*Y*-*N*-1)(*X*-*N*-1)	–	–
$z_{(:=)}$	–	3(*Y*-*N*-1)* *(*X*-*N*-1)+4	1	2

С учетом рассчитанного числа элементарных операций и размерностей E общая сложность подготовки исходных данных определяется выражением:

$$\Pi_{\text{А.встр}}(z) = 513N^2 + 5X(Y-1) - 5N(X-Y) + 9 . \quad (2)$$

Для выбора конкретного типа цифрового процессора обработки сигналов (ЦПОС) требуется определить минимально необходимую производительность для реализации конкретного алгоритма [6, 7, 11, 12]. Определим требуемую производительность ЦПОС (μ) как отноше-

ние количества операций, затрачиваемых на кодирование исходного изображения $N_{\text{опер}}$), ко времени его кодирования ($t_{\text{код}}$), т. е.

$$\mu = \frac{N_{\text{опер}}}{t_{\text{код}}} \quad . \tag{3}$$

Очевидно, что для определения требуемой производительности ЦПОС необходимо определить значения параметра $t_{\text{код}}$.

Для алгоритмов сжатия неподвижных изображений время доставки видеоинформации от источника сообщения к получателю определяется в соответствии с выражением

$$t_{\text{дост}} = t_{\text{код}} + t_{\text{пер}} + t_{\text{дек}}, \tag{4}$$

где $t_{\text{код}}$ – время кодирования исходного изображения;

$t_{\text{пер}}$ – время передачи по цифровому каналу связи (ЦКС);

$t_{\text{дек}}$ – время декодирования исходного изображения.

Обычно временем $t_{\text{дек}}$ в выражении (4) можно пренебречь, поскольку, как показывают исследования [6, 7, 11, 12], оно пренебрежительно мало по сравнению с остальными параметрами.

Параметр $t_{\text{дост}}$ в выражении (4) определяется требованиями к системам видеоинформационного обмена. Значение $t_{\text{пер}}$ может быть определено как отношение объема двоичного представления, которое необходимо передать по ЦКС, к скорости передачи. Применительно к алгоритмам сжатия изображений на основе идентификации параметров нелинейной формирующей системы время передачи по ЦКС определяется выражением

$$t_{\text{пер}} = \frac{M(l_{\text{C}})}{\upsilon}, \tag{5}$$

где $M(l_{\text{C}})$ – математическое ожидание числа бит, необходимых для кодирования значений параметров нелинейной формирующей системы

υ – скорость передачи в цифровом канале связи, бит/с.

На основании вышеизложенного с учетом выражений (4) и (5) определим $t_{\text{код}}$ как

$$t_{\text{код}} = t_{\text{дост}} - \frac{M(l_{\text{C}})}{\upsilon}. \tag{6}$$

При кодировании видеопоследовательностей время доставки фиксировано и определяется в соответствии с выбранным качеством обслуживания. Для первого класса обслуживания, ориентированного на передачу видеоинформации реального времени, значение времени доставки определяется максимально допустимой задержкой при передаче пакетов данных и не должно превышать $t_{\text{код}} \leq 400$ мс. При этом следует заметить, что при организации видеообмена в диалоговом режиме время доставки зависит только от скорости кодера υ и l_{C} – числа бит, необходимого для кодирования значений параметров нелинейной формирующей системы:

$$t_{\text{дост}} = \frac{M(l_{\text{C}})}{\upsilon} \leq 400 \text{ мс}. \tag{7}$$

Допустимое время кодирования может быть определено на основании ряда объективных соображений. Исходя из психофизических свойств системы зрения человека [12], для обеспечения целостности восприятия подвижного изображения необходимо, чтобы смена кадров осуществлялась с частотой не менее 24 кадров в секунду. Стандартами сжатия для каче-

ственного отображения видеоинформации (независимо от разрешения) предусмотрено кодирование и передача 30 кадров в секунду. В стандартах JPEG, MPEG-2 каждый кадр изображения кодируется независимо от времени кодирования каждого кадра:

$$t_{\text{код}} = M(t_{\text{код}}) = \frac{1}{30} \approx 33{,}3 \cdot 10^{-3} \text{ с}, \tag{8}$$

т. е. существенно меньше допустимого времени кодирования неподвижных изображений. По этой причине для определения требуемой производительности ЦПОС в качестве максимально допустимого принято $t_{\text{код}} = 33$ мс.

В свою очередь, время кодирования каждого кадра имеет следующий вид:

$$t_{\text{код}} = t_{\text{подг}} + t_{\text{форм}} + t_{\text{встр}}, \tag{9}$$

где: $t_{\text{подг}}$ – время, необходимое для обработки изображения с проведением ОП В-К;

$t_{\text{форм}}$ – время, необходимое для формирования уплотненного стегоканала;

$t_{\text{встр}}$ – время, необходимое для встраивания и обратного ОП В-К.

Очевидно, что значения $t_{\text{подг}}$, $t_{\text{форм}}$, $t_{\text{встр}}$ определяются вычислительной сложностью соответствующих алгоритмов. Исходя из (3), с учетом (9) требуемая производительность ЦПОС определяется как

$$\mu = \frac{N_{\Sigma_\text{опер}}}{t_{\text{код}}}. \tag{10}$$

Здесь $N_{\Sigma_\text{опер}}$ – суммарное количество элементарных операций, необходимых для кодирования одного изображения:

$$N_{\Sigma_\text{опер}} = N_{\text{подг}} + N_{\text{форм}} + N_{\text{встр}}, \tag{11}$$

где $N_{\text{подг}}, N_{\text{форм}}, N_{\text{встр}}$ – количество элементарных операций, необходимых для выполнения развертки исходного изображения, идентификации параметров и неразрушающего (энтропийного) кодирования параметров нелинейной формирующей системы соответственно.

При расчете вычислительной сложности $N_{\Sigma_\text{опер}}$ учитывались максимально возможные для заданных параметров модели X, Y, N, K значения, входящие в состав выражений (1), (2). Максимальные параметры видеоданных, используемых для встраивания кодовоуплотненного стегоканала, характеризуются в большей степени размером кадра: $X = 1440$, $Y = 1152$, что позволяет использовать ДШСК с периодом $N = 1024$, а количество абонентов-участников скрытого информационного обмена может быть не менее $K = 35$ (при выполнении требований по скрытности, достоверности и пропускной способности передаваемой информации).

Таким образом, требуемая производительность сверхбольших интегральных схем (СБИС) должна составлять

$$\mu = 1{,}636 \cdot 1010 = 1636 \text{ MIPS},$$

где MIPS (Million of Instructions Per Second) – миллион команд в секунду.

Для сравнения двумерное дискретное косинусное преобразование (ДКП), применяемое в алгоритме *JPEG*, без учета процедур вторичного сжатия требует $z_{+/*_\text{ДКП}} = N \cdot 3 \cdot (8 \cdot 8)^2 \cdot \log_2(8 \cdot 8)$ – операций сложения и умножения и $z_{\text{зап/сч_ДКП}} = N \cdot 3 \cdot \log_2(8 \cdot 8)$ – операций записи считывания [9] для N блоков размером 8×8 элементов для трех цветовых плоскостей Y, Cb, Cr. Кроме того, необходимо предварительно произвести преобразование цветового пространства RGB в YCbCr, выполнив $z_{+/*_\text{преобр}} = 3 \cdot N \; 8 \cdot 8 \cdot (3+4)$ – операций сложения / умножения и $z_{\text{зап/сч_преобр}} = 3 \cdot N \cdot 8 \cdot 8$ – операций записи и считывания, а также произвести квантование коэф-

фициентов ДКП, затратив $z_{зап/сч_кв} = 3 \cdot N \cdot 8 \cdot 8$ – операций записи / считывания и $z_{\div_кв} = 3 \cdot N \cdot 8 \cdot 8$ – операций деления на матрицу квантования. Таким образом, общее число операций при ДКП:

$$N_{\Sigma_ДКП}(z) = \Pi_{преобр}(z) + \Pi_{ДКП}(z) + \Pi_{кв}(z),$$
$$N_{\Sigma_ДКП}(z) = 8 \cdot 8 \cdot 8 \cdot 3 \cdot N + N \cdot 3((8 \cdot 8)^2 + 1) \cdot \log_2(8 \cdot 8) + 2 \cdot 8 \cdot 8 \cdot 3 \cdot N,$$
$$N_{\Sigma_ДКП}(z) = 10 \cdot 64 \cdot N \cdot 3 + N \cdot 3 \cdot (64^2 + 1) \cdot \log_2 64$$
$$N_{\Sigma_ДКП}(z) = 1920 \cdot N + 73746 \cdot N = 75666 \cdot N.$$

Специализация СБИС определяется выполняемыми функциями и сферами применения: универсальные микропроцессоры; микроконтроллеры; цифровые процессоры обработки сигналов (ЦПОС), часто называемые цифровыми сигнальными процессорами; программируемые логические интегральные схемы и системы на кристалле (СнК).

В работах [6, 7, 11, 12] были проведены исследования производительности отечественной элементной базы для построения сверхбольших интегральных схем (СБИС), результаты сведены в табл. 3.

Таблица 3

Характеристики СБИС российского производства

Производитель	Процессор	Технологическая норма, мкм	Встроенный микроконтроллер, универсальный микропроцессор		Вычислительные ядра ЦОС		Формы представления чисел	Форматы представления чисел	MIPS (MFLOPS)
			Тип ядра	Тактовая частота, МГц	Тип ядра	Тактовая частота, МГц			
ЗАО "МЦСТ"	Эльбрус 1891ВМ4Я	0,13	E2K (отеч.)	300	–		ФТ	8	22600
								32	12300
								64	9500
								80	5800
							ПТ	32	12300
								64	9500
	ЭЛЬБРУС-*S* 1891ВМ5АЯ (СнК)	0,09	E2K	500	–		ФТ	8	16000
								16	8000
								32	
								64	
							ПТ	32	8000
								64	4000
								80	
							Смеш выч.	8	39500
								16	21500
								32	16500
								64	10000
	ЭЛЬБРУС-2С+ 1891ВМ7Я	0,09	Два ядра E2K	500	Четыре ядра *Elcore*-09 (НПЦ "Элвис")	500	ФТ	32	44000
							ПТ	32	28000
								64	28000

Окончание табл. 3

Производитель	Процессор	Технологическая норма, мкм	Встроенный микроконтроллер, универсальный микропроцессор		Вычислительные ядра ЦОС		Формы представления чисел	Форматы представления чисел	MIPS (MFLOPS)
			Тип ядра	Тактовая частота, МГц	Тип ядра	Тактовая частота, МГц			
ЗАО "МЦСТ"	МЦСТ *R*-500*S* (СнК)	0,13	Два ядра *SPARC* архитектуры, организованные по *RISC* архитектуре	500	–	500	ФТ	32	1493
							ПТ	32	
								64	
НТЦ "Модуль"	1879ВМ4 *NM*6405 (ЦПОС)	0,25	Два ядра *SPARC* архитектуры, организованные по *RISC* архитектуре	500	32-х разр.RISC-ядро NeuroMatrix	150	ФТ	32	150
							ПТ		(450*MOPS*)
					64-х разр. вектор-ный сопроцессор		ФТ	2–6	224–2*MAC*
НТЦ "Модуль"	*NM*6404 (ЦПОС)	0,09			32/64х разр. RISC-ядро NeuroMatrix	300	64 разрядное сло-во	32	300 (900 *MOPS*)
					64-разрядный векторный сопроцессор, VLIW/SIMD архитектура			2	*MAC* 224
								4	80
								8	24
								16	4
								32	2
НПЦ "Элвис"	Л1879ВМ1 (ЦПОС)	0,5			RISC -ядро NeuroMatrix	40	ФТ	32	120
	1879ВМ4 (ЦПОС)	0,25			RISC-ядро NeuroMatrix, вектор-ный сопроцессор	150	ФТ	32	450
								64	150
								32	640
							ПТ	32	480
	1892ВМ5Я (*MC*-0226) (СнК)	0,25	*RISCore*32	100	Два ядра ELcore-26 архитектуры SIMD	120	ФТ	8	7200
								16	3200
								32	1600
							ПТ	32	1200
	1892ВМ7Я (*MCF*-0428)	0,18	*RISC*-ядро	250	Четыре ядра архитектуры *SISD*	250	ФТ	8	33800
								16	24000
							ПТ	32	6000
	MC-24*R* (СнК)	0,25	*RISC*-ядро	100	Одно ядро архитектуры *SIMD*	100	ФТ	8	3600
								16	1600
								32	800
							ПТ	32	600
	NVCom-01 (СнК)	0,13	*RISC*-ядро	300	Два ядра архитектуры *SISD*	300	ФТ	8	24000
								16	14400
							ПТ	24	3600
								32	1200
	MCom-01 (СнК)	0,13	*RISCore32*	333	*ELcore*-13	333	ФТ	8	47800
								16	32000
	MCam-02 (СнК)	0,13	*RISCore32*	140	Два ядра *ELcore*-17	280	ФТ	8	10080
								16	4480
								32	2240
							ПТ	32	1680

Анализ общего числа операций, выполняемых при встраивании скрываемых сообщений в видеопоток, вычислительных возможностей и быстродействия современных отечественных процессоров позволяет сделать вывод о возможности исполнения алгоритмов подготовки, встраивания и извлечения кодовоуплотненной информации абонентов – участников скрыто-

го информационного обмена в видеоданные на отечественной элементной базе. Таким образом, новый вид услуг связи, который может быть предоставлен органам военного управления с целью обеспечения управления войсками и оружием с требуемым качеством в условиях невозможности или нецелесообразности применения основных средств связи и состоящий в организации нескольких информационных направлений связи в одном стегоканале передачи информации, может быть практически реализован.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выбор элементной базы осуществлен исходя из требований, предъявляемых к своевременности доставки видеоданных с учетом рассчитанного количества элементарных операций над изображениями в соответствии со стандартом JPEG, а также операций, проводимых дополнительно при организации стегоканала с кодовым уплотнением, наиболее трудоемкими из которых являются сжатие и восстановление видеоданных в выбранном базисе функций, встраивание матриц ДШСК с информацией, требующей сокрытия.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о предпочтении использования для реализации кодеков высокопроизводительных цифровых процессоров обработки сигналов или многопроцессорных кодеков, содержащих одно или несколько ядер-ЦПОС. Наряду с указанными особенностями разработанные алгоритмы обработки, встраивания и извлечения уплотненного стегоканала в видеопоток предъявляют повышенные требования к производительности вычислителей и объему памяти. Приведенные в табл. 3 данные свидетельствуют о возможности их реализации на процессорах отечественного производства типа «Эльбрус».

Список используемых источников

1. *Абазина Е.С.* Алгоритмы внедрения двумерных нелинейных кодовых последовательностей в структуру сжатых видеоданных // Вопросы радиоэлектроники в сфере техники телевидения. – 2013. – №1. – С. 85–94.

2. *Абазина Е.С.* Метод скрытой передачи информации с кодовым уплотнением в видеоданных // Информация и космос. – 2014. – № 4. – С. 33–38.

3. Модель кодера скрытых каналов с кодовым уплотнением с использованием сигнальных последовательностей Франка – Уолша, Франка – Крестенсона / К.Ю. Цветков, В.Е. Федосеев, В.М. Коровин и др. // Труды НИИР. – 2015. – № 1. – С. 2–11.

4. Пат. 2616869 Рос. Федерация, МПК [51] H 04 L 9/00/. Способ скрытой передачи информации с кодовым уплотнением в видеоданных / К.Ю. Цветков, В.Е. Федосеев, В.М. Коровин, Е.С. Абазина; заявитель и патентообладатель Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского. – № 2015113684; заявл. 13.04.2015; опубл. 10.11.2016, Бюл. №31.

5. А. С. 2015615358 Рос. Федерация. Имитационная модель скрытой передачи информации с кодовым уплотнением в структуре сжимаемых видеоданных / К.Ю. Цветков, В.Е. Федосеев, В.М. Коровин, Е.С. Абазина; заявитель и патентообладатель Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского. – № 2015612688; заявл. 25.03.2015; опубл. 20.06.2015.

6. *Бартенев В.К.* Российская микроэлектроника: пути выхода из кризиса // Современная электроника. – 2007. – № 1. – С. 8–11.

7. *Бочков М.В.*, *Новиков Е.И., Тараканов О.В.* Проектирование автоматизированных систем обработки информации и управления: курс лекций / под. ред. М.В. Бочкова. – Орел: Академия ФСО России, 2007. – 406 с.

8. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео / Д. Ватолин, А. Ратушняк, М. Смирнов, В. Юкин. и др. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2003. – 384 с.

9. *Гонсалес Р., Вудс Р.* Мир цифровой обработки. Цифровая обработка изображений: перевод с англ. / под. ред. П.А. Чочиа. – М.: Техносфера, 2006. – 1072 с

10. *Сергиенко В.С.*, *Баранов В.В.* Сжатие данных, речи, звука и изображений в телекоммуникационных системах: учеб. пособие. – М.: ИП «РадиоСофт», 2011. – 360 с.

11 *Сперанский В.С.* Сигнальные микропроцессоры и их применение в системах телекоммуникаций и электроники : учеб. пособие для вузов – М. : Горячая линия-Телеком, 2008. – 168 с.

12. *Федосеев В.А.* Компрессия изображений с помощью дискретных ортогональных преобразований, определенных на развертках двумерных областей // Сб. науч. тр. – Самара: СГАУ, 2005. – 135 с.

А.В. Козлов,
кандидат техн. наук;
Д.В. Миклин;
И.В. Сахно,
доктор техн. наук, профессор

ОБРАБОТКА СЛОЖНЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ И РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ В НЕЛИНЕЙНОМ ВРЕМЕННОМ МАСШТАБЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СВОЙСТВ ФРАКТАЛЬНЫХ ОТОБРАЖЕНИЙ

В работе рассматриваются возможные подходы к корреляционной обработке сигналов в радионавигационных и радиолокационных системах с использованием перехода к нелинейному временному масштабу с целью повышения уровня помехоустойчивости и чувствительности указанных систем.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, обработка сигналов, динамические фракталы, функция рассеяния точки.

Одним из актуальнейших направлений развития современных радиоэлектронных систем, использующих сложные псевдошумовые сигналы (ПШС) или сигналы с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ), является поиск новых структур сигналов и методов их обработки в интересах улучшения основных тактико-технических характеристик (ТТХ), таких, как чувствительность, помехоустойчивость, структурная скрытность, имитостойкость. Достижение поставленной цели возможно за счет применения передовых технологий цифровой обработки сигналов, одной из которых является фрактальная обработка сигналов, основанная на использовании свойств динамических фрактальных отображений [1, 3, 4]. Далее в работе рассмотрим подходы к организации фрактальной обработки ПШС- и ЛЧМ-сигналов, которые наиболее широко применяются в современных радиолокационных и радионавигационных системах.

Известно, что одно из основных свойств фракталов – наличие масштабной инвариантности. Фракталы могут быть двух видов – *конструктивные и динамические* [3]. Последние обладают масштабной инвариантностью лишь приближенно и возникают *в нелинейных дискретных динамических системах* [3]. Фрактальные множества обладают следующими основными свойствами [1, 3, 4]:

– *имеют тонкую структуру*, т. е. содержат произвольно малые масштабы;

– являются слишком *нерегулярными* структурами и не могут быть описаны с использованием подходов классической геометрии;

– *имеют некоторую форму самоподобия*, допуская приближенную или статистическую форму самоподобия;

– в большинстве случаев могут определяться достаточно просто математически – *рекурсивно*.

Некоторые примеры использования уникальных свойств фракталов для кратномасштабного анализа сигналов рассмотрены в работах А. Потапова [4].

Поскольку далее речь идет о фрактальных преобразованиях сигналов как функций времени, то далее будут рассматривается только одномерные фрактальные отображения. В данной работе перечисленные свойства динамических фракталов предлагается использовать в интересах обработки сложных радионавигационных и радиолокационных сигналов на этапе их корреляционного анализа, т. е. непосредственно в корреляционном приемнике. В частности, в корреляционном приемнике и предлагается осуществлять обработку сложных сигналов в нелинейном временном базисе (НВБ) или в нелинейном временном масштабе (НВМ).

Сущность указанного преобразования сигнала и его обработки в НВБ заключается в целенаправленном изменении порядка следования отсчетов принимаемого сигнала перед его корреляционной обработкой согласно некоторому заданному рекуррентному правилу фрактального отображения [5]. Аналогичному преобразованию в корреляционном приемнике должен подвергаться и опорный сигнал [5]. Очевидно, что преобразование сигналов в НВБ должно производиться уже после их оцифровки. Далее обработка преобразованного таким образом принимаемого и опорного сигналов осуществляется по классической корреляционной схеме [5].

В качестве рекуррентных правил отображения могут, например, использоваться динамические фракталы Ньютона или Жюлиа [3]:

– фрактал Ньютона

$$x_{n+1} = \frac{(k-1)\cdot x_n^k + a}{k\cdot\left(x_n^{k-1}\right)},\ n = 0,1,2... \tag{1}$$

– двумерное отображение Жюлиа «J2D»

$$x_{n+1} = x_n^2 - y_n^2 + a; \quad y_{n+1} = 2x_n y_n + b. \tag{2}$$

Введем преобразование R, отображающее исходную j-ю последовательность отсчетов сложного сигнала Λ_j, где j=1...$N_{\text{КП}}$, в выходную последовательность $\tilde{\Lambda}_j$ в НВБ на временном интервале $\Lambda_j \underset{T}{\overset{R}{\rightarrow}} \tilde{\Lambda}_j$ где $j = 1...N_{\text{КП}}$. Здесь $N_{\text{КП}}$ – количество ортогональных кодовых последовательностей на входе приемного устройства.

Применение выбранного правила фрактального отображения к отсчетам опорного сигнала также приводит к формированию его отображения $\tilde{\Lambda}_j$ в НВБ.

Используя средства математического моделирования, можно показать, что при переходе в НВБ с использованием правила $x_{n+1} = x_n^2 + a$ (J1D – одномерное преобразование Жюлиа) сохраняются корреляционные и взаимно корреляционные свойства сложных сигналов (при соответствующем выборе параметров отображения a и n). Указанная особенность фрактальных отображений подтверждена моделированием как для ПШС-сигналов, так и для сигналов с ЛЧМ.

В частности, один из результатов моделирования на примере дальномерного кода высокой точности (ВТ) ГЛОНАСС показан на рис. 1. На рисунке показана автокорреляционная функция фрагмента кодовой последовательности из 8192 символов сигнала ВТ ГЛОНАСС после отображения в НВБ.

Уровень боковых лепестков результата отображения в НВБ на рис. 1 не превышает 0.047 (–26.6 дБ). Таким образом, может быть сделан вывод о том, что при переходе в НВБ корреляционные свойства сложного ПШС-сигнала не нарушаются.

Работоспособность приведенного подхода к обработке ПШС-сигналов в НВБ была проверена на примере реальных кодовых последовательностей и сигналов GPS и ГЛОНАСС. Аналогичные результаты при отображении в НВБ были получены и для ЛЧМ-сигнала. Следует отметить, что данный подход к обработке сравнительно легко реализуется в навигационных приемниках с программной обработкой сигнала [2], использующих возможности цифрового сигнального процессора на этапах первичной и вторичной обработки.

В результате проведенных исследований показано, что при обработке сигналов в НВБ успешно решается задача обнаружения и слежения за параметрами принимаемого сигнала. В частности, сохраняется возможность оценки задержки распространения и оценки частоты Доплера при обработке в НВБ.

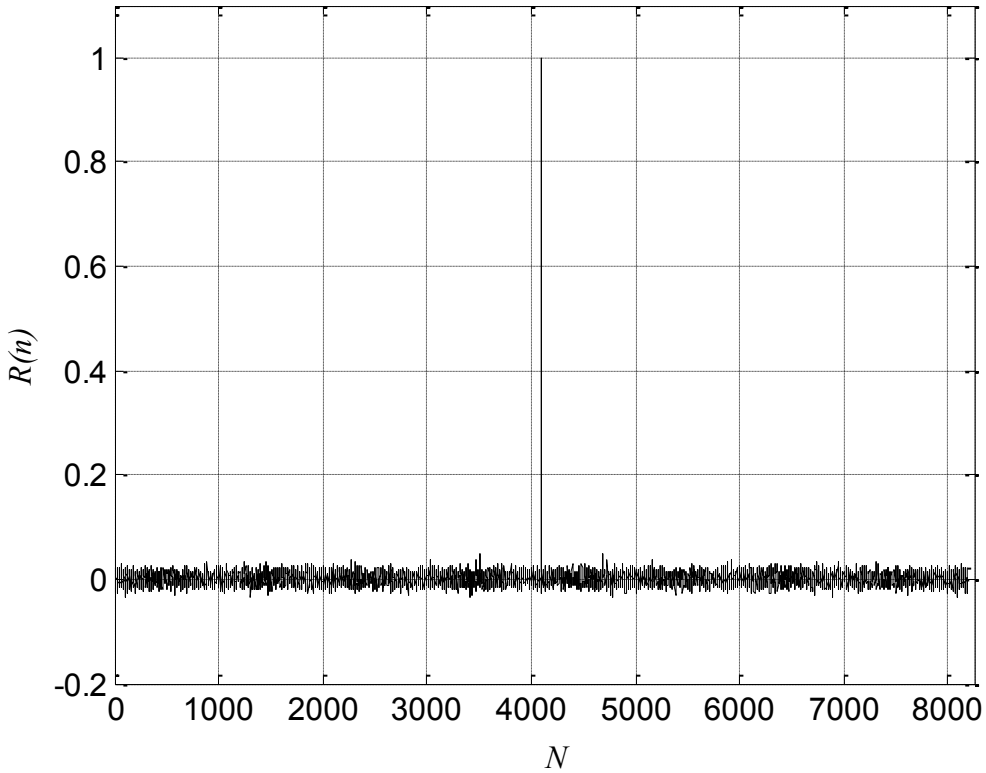


Рис. 1. Автокорреляционная функция фрагмента кодовой последовательности из 8192 символов сигнала ГЛОНАСС после отображения в НВБ

Кроме того, при обработке сигнала в НВБ обеспечивается дополнительное повышение помехоустойчивости приемника в случае воздействия гармонических помех.

На рис. 2 показан спектр сигнала на входе приемника при воздействии полигармонической помехи с относительным уровнем основной гармоники на несущей частоте примерно 50 дБ (относительно уровня собственных шумов). Известно, что помеха такого уровня гарантированно нарушает работу приемного устройства и делает невозможным обнаружение полезного сигнала.

На рис. 3 показан спектр указанного выше сигнала после перехода в НВБ: $\Lambda_j \underset{T}{\overset{R}{\rightarrow}} \tilde{\Lambda}_j$, где $j = 1...N_{\text{КП}}$. Основная гармоника помехи находится на несущей и имеет уровень примерно 10 дБ. В результате влияние помехи значительно уменьшается, и сигнал после перехода в НВБ устойчиво обнаруживается. Недостатком такого улучшения помехоустойчивости является увеличение требуемых вычислительных затрат и времени обработки принимаемого сигнала.

Указанный эффект подавления достигается за счет того, что при переходе к НВБ разрушается временная структура помехового сигнала, но при этом сохраняется возможность когерентного суммирования отсчетов полезного ПШС за счет использования синхронной перестановки отсчетов принимаемого и опорного сигналов на входе коррелятора в соответствии с общим правилом отображения в НВБ $x_{n+1} = x_n^2 + a$ [5].

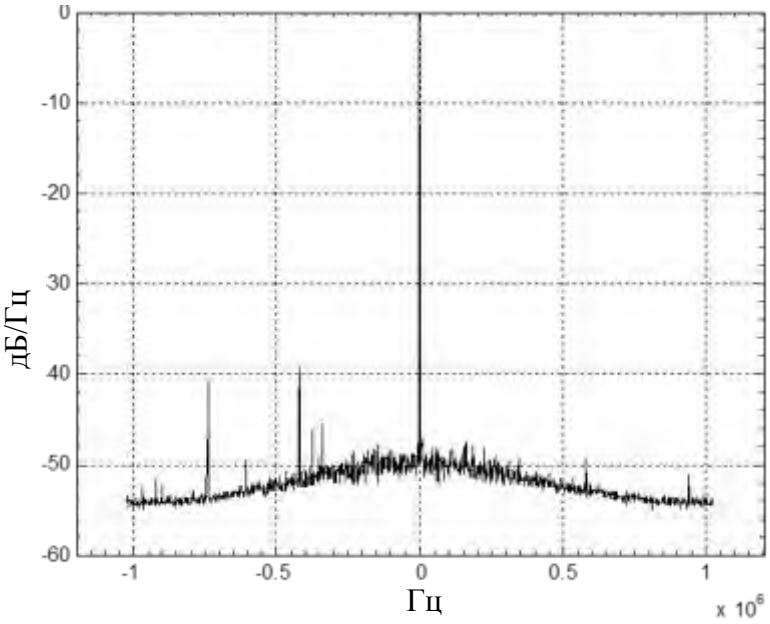


Рис. 2. Спектр сигнала на входе приемника при воздействии полигармонической помехи

Для более полного представления о корреляционных свойствах сигналов при переходе к обработке в НВБ проанализируем (для наглядности) функцию рассеяния точки (ФРТ) цифровой системы обработки радиолокационной станции (РЛС) обзора земной поверхности (ЦСО РЛС ОЗП) в координатах «продольное – поперечное смещение» для случая использования зондирующих сигналов ПШС и ЛЧМ и обработки последних с использованием правила отображения J1D.

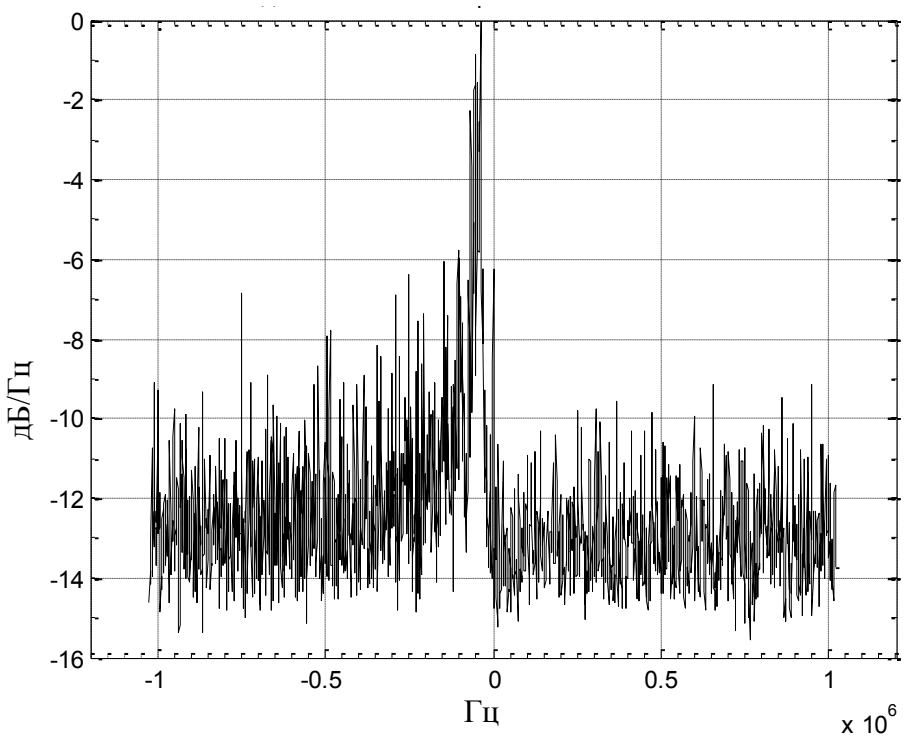


Рис. 3. Спектр сигнала при воздействии полигармонической помехи (рис. 2) после перехода в НВБ

На рис. 4 и 5 показан внешний вид реакции ЦСО РЛС ОЗП на точечную цель ФРТ без перехода при обработке в НВБ в соответствии с правилом J1D. Внешний вид ФРТ подтверждает высокие корреляционные свойства обоих зондирующих сигналов. На рис. 6 приведены сечения ФРТ (рис. 4 и 5) для случая зондирующих сигналов ЛЧМ (рис. 6,а, б) и ПШС (рис. 6,в, г) вдоль временной и частотной осей без перехода в НВБ в соответствии с правилом J1D.

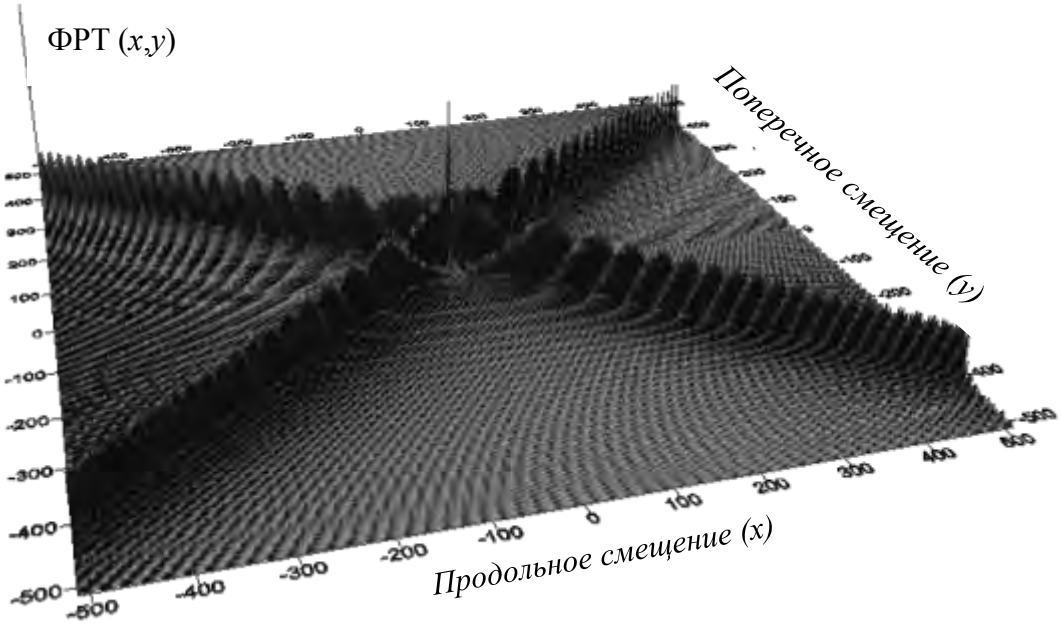


Рис. 4. ФРТ ЦСО РЛС ОЗП при использовании зондирующего сигнала ЛЧМ (без перехода в НВБ)

Внешний вид ФРТ подтверждает хорошие корреляционные свойства сигналов, база которых была выбрана одинаковой и равной 512. На рис. 7 и 8 приведены результаты моделирования ФРТ для случая зондирующих сигналов ЛЧМ и ПШС с обработкой сигнала в НВБ в координатах «продольное – поперечное смещение» при одинаковой базе сигналов, равной 512 (B=512).

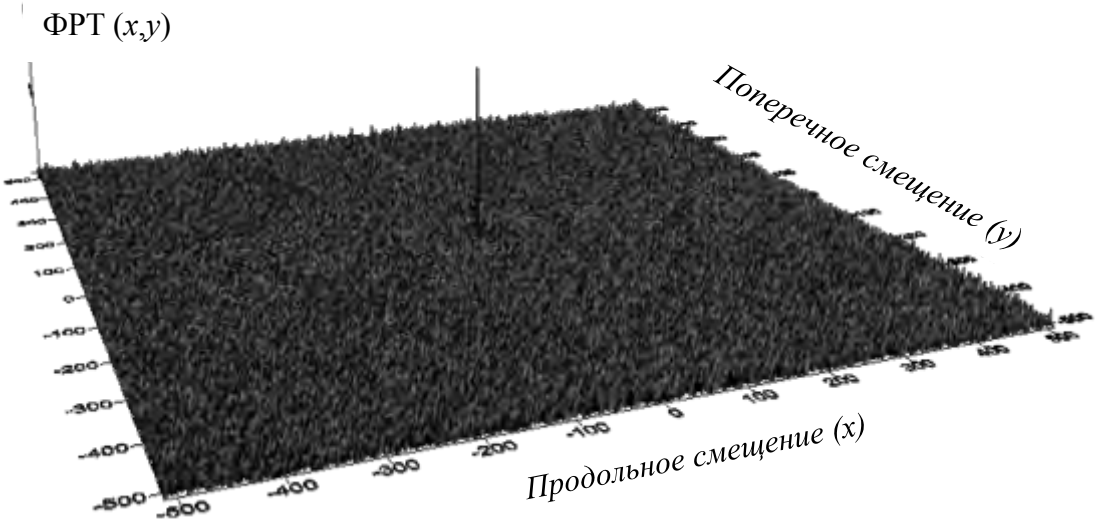


Рис. 5. ФРТ ЦСО РЛС ОЗП при использовании зондирующего сигнала ПШС (без перехода в НВБ)

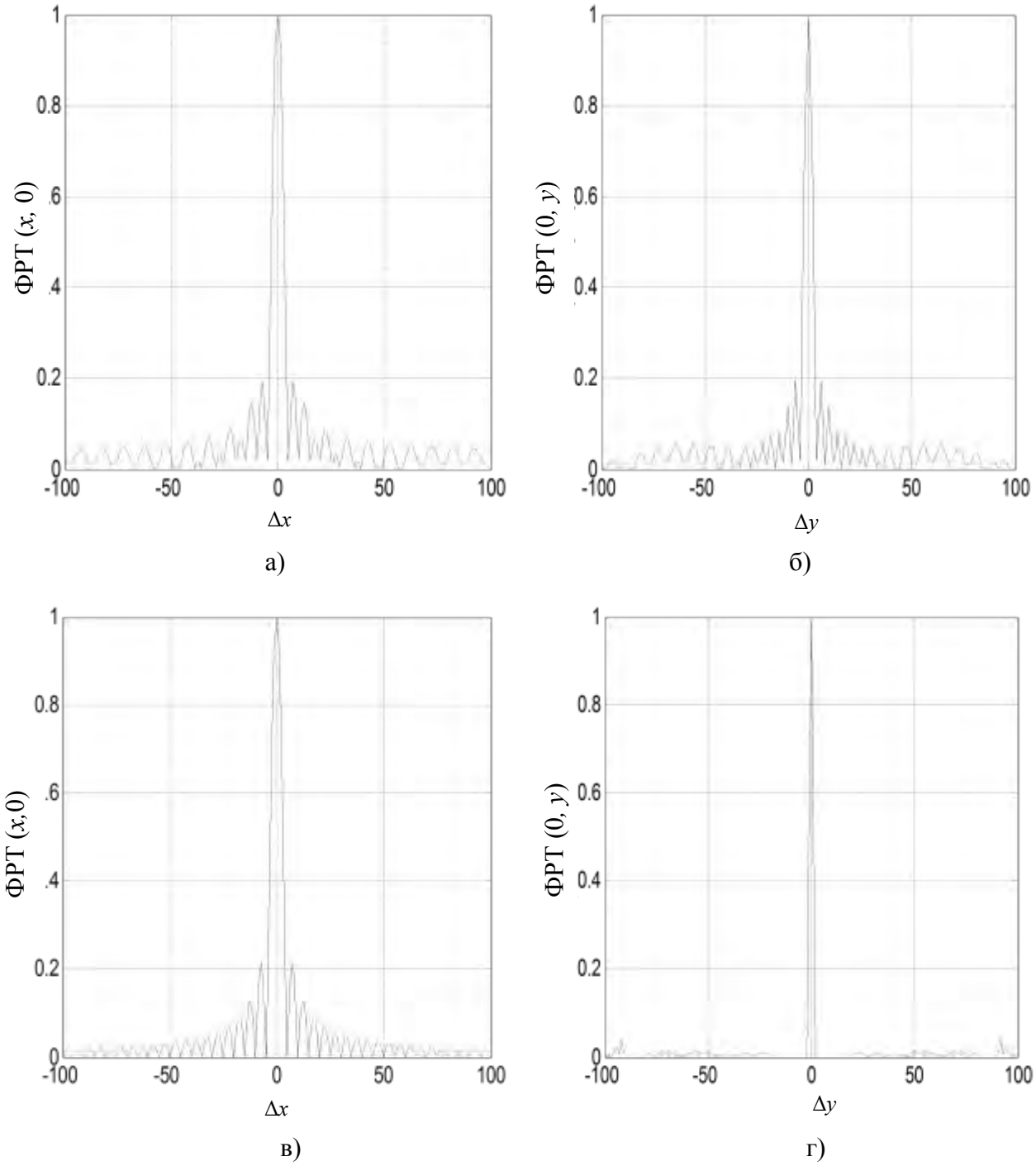


Рис. 6. Сечение ФРТ ЦСО РЛС ОЗП вдоль частотной (а, в) и временной (б, г) осей: а – ЛЧМ-сигнал при нулевом поперечном смещении; б – ЛЧМ-сигнал при нулевом продольном смещении; в – ПШС-сигнал при нулевом поперечном смещении; г – ПШС-сигнал при нулевом продольном смещении

На рис. 9 приведены сечения ФРТ для случая зондирующих сигналов ЛЧМ (рис. 9,а, 10,а) и ПШС (рис. 9,б, 10,б) вдоль временной и частотной осей.

Сравнивая сечения ФРТ вдоль оси продольного смещения (при Δy=0) в линейном временном масштабе (рис. 6,а, в) и сечения ФРТ при обработке в НВБ (рис. 9,а, б), видим, что максимальная величина боковых лепестков ФРТ по оси частот не изменяется при использовании обработки сигнала в НВБ и составляет величину, равную примерно 0.2.

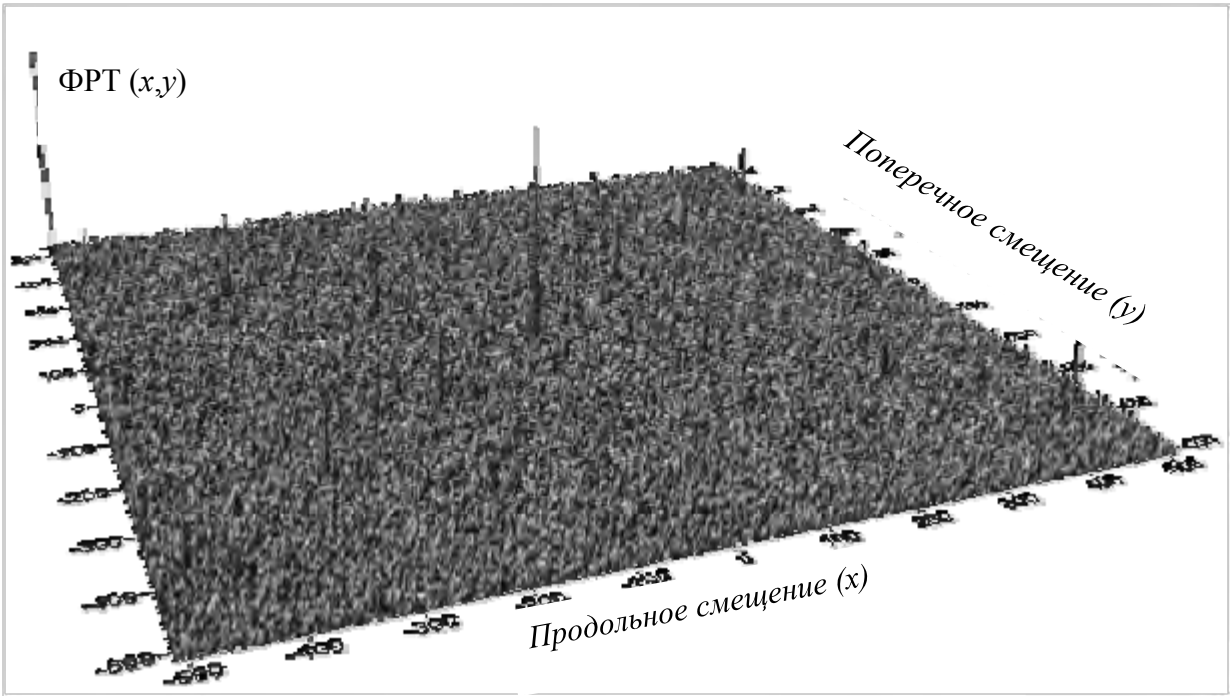


Рис. 7. ФРТ ЦСО РЛС ОЗП с ЛЧМ зондирующим сигналом в НВБ после применения правила отображения J1D

Сравнивая сечения ФРТ вдоль оси поперечного смещения (при Δx=0) в линейном временном масштабе (рис. 6,б, г) и ФРТ при обработке в НВМ (рис. 10,а, б), видим, что максимальная величина боковых лепестков ФРТ при использовании зондирующего сигнала ЛЧМ уменьшилась с уровня примерно 0.2 до значения примерно 0.08. При использовании зондирующего сигнала ПШС максимальные уровни боковых лепестков сопоставимы и не увеличились.

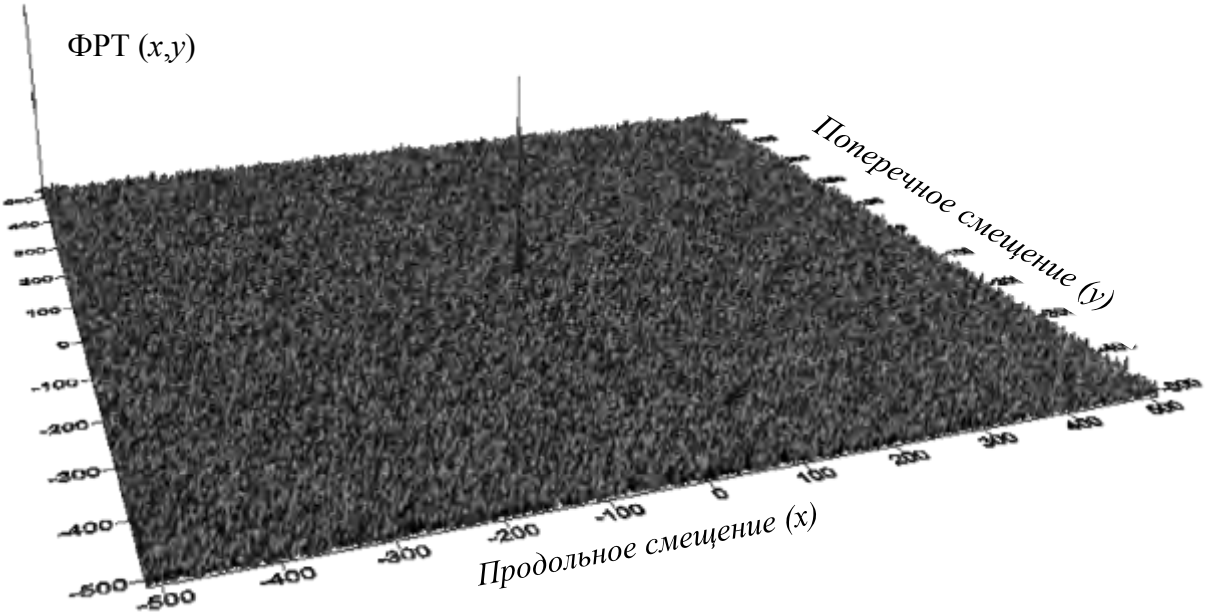
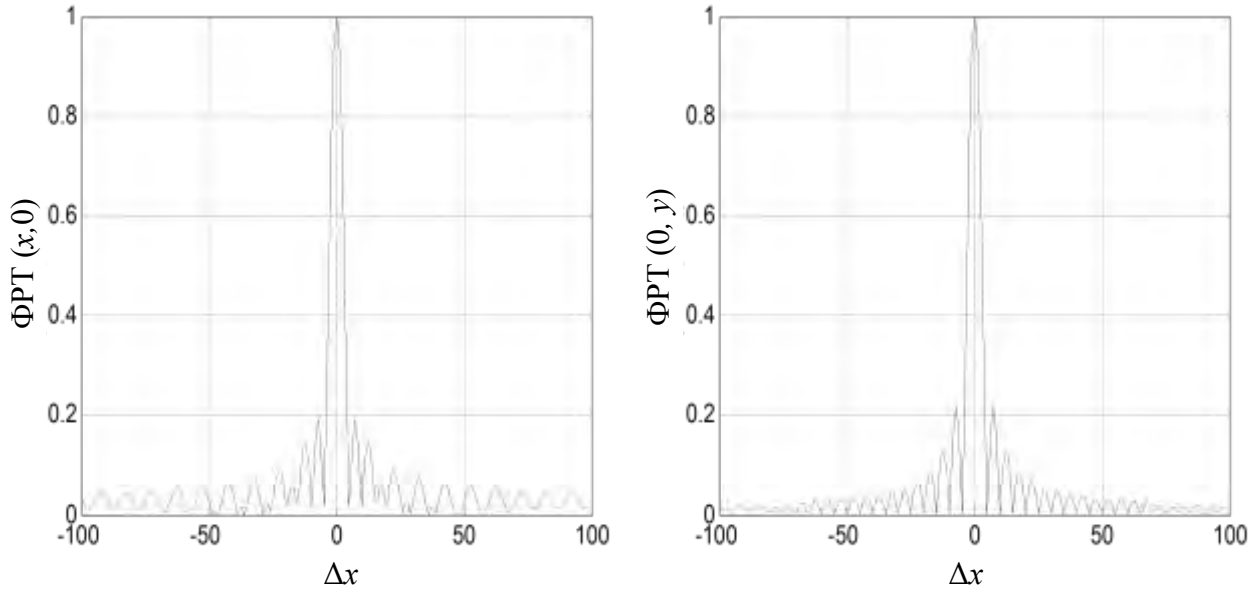


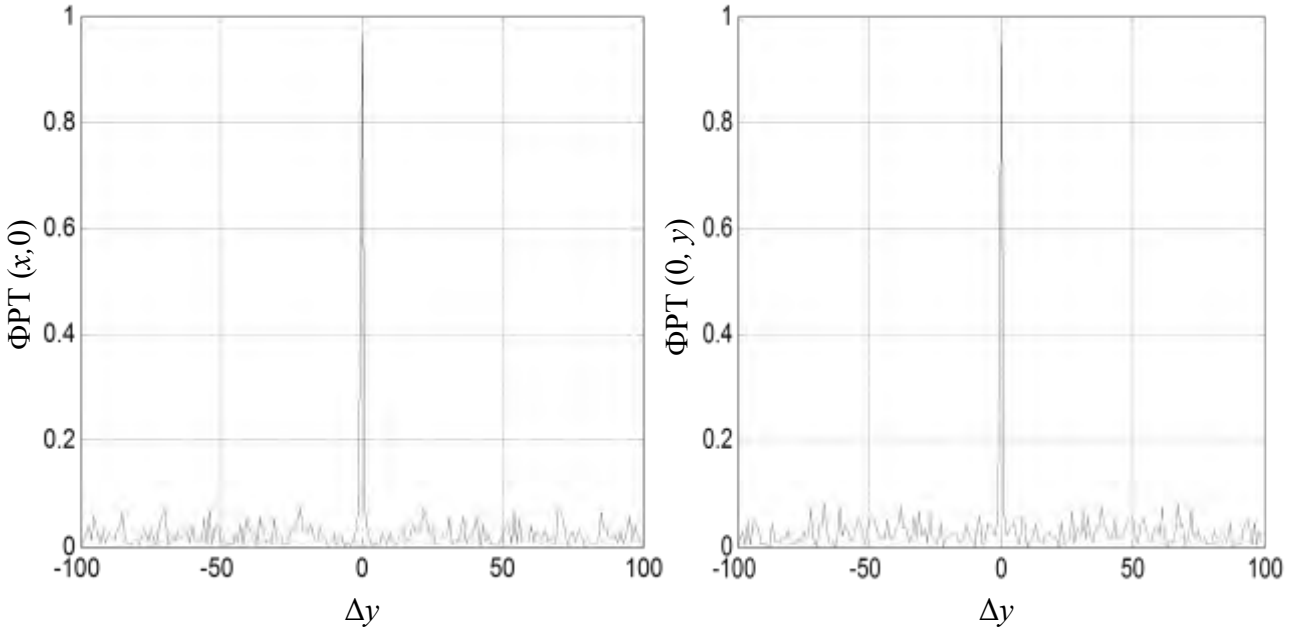
Рис. 8. ФРТ ЦСО РЛС ОЗП с ПШС зондирующим сигналом в НВБ после применения правила J1D



а) б)

Рис. 9. Сечение ФРТ ЦСО РЛС ОЗП после перехода в НВБ:
а – ФРТ ЛЧМ-сигнала в НВБ при нулевом поперечном смещении $\Delta y=0$*; б – ФРТ ПШС-сигнала в НВБ при нулевом поперечном смещении* $\Delta y=0$

Разрешающая способность системы как по дальности (вдоль оси y), так и по азимуту (вдоль оси y), которая характеризуется шириной основного лепестка ФРТ, не изменяется при переходе к обработке в НВБ.



а) б)

Рис. 10. Сечение ФРТ ЦСО РЛС ОЗП при переходе в НВБ:
а – ФРТ ЛЧМ-сигнала в НВБ при нулевом продольном смещении $\Delta x=0$*; б – ФРТ ПШС-сигнала в НВБ при нулевом продольном смещении* $\Delta x=0$

Таким образом, анализ результатов моделирования ФРТ ЦСО РЛС ОЗП, полученных при обработке сигналов в линейном и нелинейном временном масштабе, позволяет сделать следующие выводы:

1. Применение правила отображения J1D в канале корреляционной обработки не приводит к «разрушению» корреляционных свойств сложных сигналов.

2. Уровень боковых лепестков при обработке в НВБ по оси продольного смещения сопоставим с аналогичным показателем для исходных зондирующих сигналов при обработке в линейном временном масштабе.

3. Уровень боковых лепестков при обработке в НВБ по оси поперечного смещения существенно меньше для ЛЧМ-сигнала и сопоставим с аналогичным показателем для исходных ПШС при обработке в линейном временном масштабе.

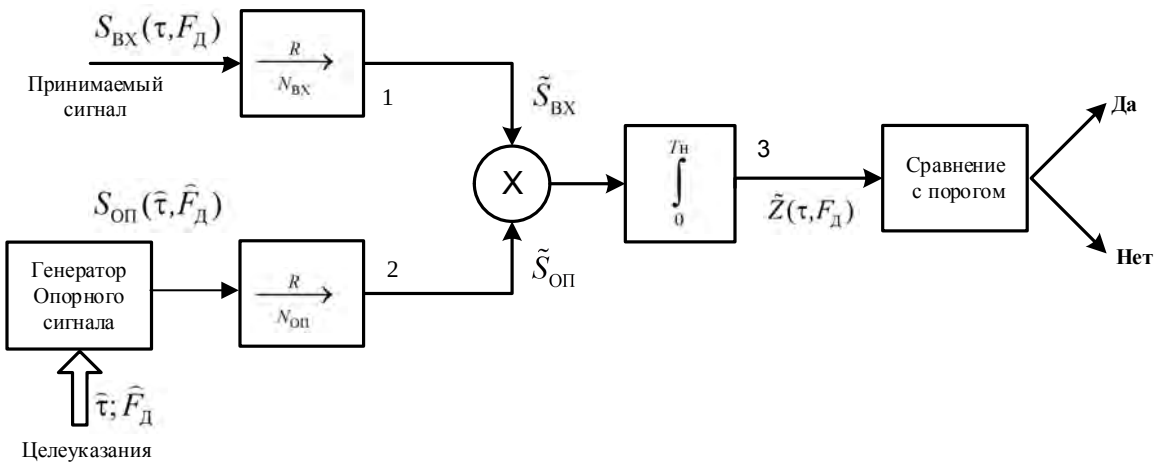


Рис. 11. Обобщенная схема устройства корреляционной обработки и обнаружения сложных сигналов в НВБ [5]

Обобщенная структурная схема приемного устройства сложных сигналов с обработкой в НВБ показана на рис. 11 [5]. При реализации указанного способа приема и обработки сложных сигналов выполняют следующие операции:

1. Формируют опорный сигнал $S_{ОП}(\hat{\tau},\hat{F}_Д)$, согласованный по структуре с принимаемым сигналом.

2. При формировании опорного сигнала используют целеуказания по задержке $\hat{\tau}$ и по величине доплеровского смещения частоты $\hat{F}_Д$, которые вводят в блок формирования опорного сигнала.

3. Опорный сигнал $S_{ОП}(\hat{\tau},\hat{F}_Д)$ и фрагмент принимаемого сигнала $S_{ВХ}(\tau,F_Д)$ в цифровом виде подают на входы соответствующих устройств перемежения символов принимаемого и опорного сигналов и сохраняют (запоминают) во входном буфере.

4. Выполняют перемежение (перестановку) символов опорного сигнала и отсчетов принимаемого сигнала (блоки 1 и 2) по заданному рекуррентному правилу в соответствии с законом фрактального отображения, обладающего свойством хаотичной динамики $n_{i+1} = f\left(n_0, n_i\right)$, i=1...$N_{\max}$, т. е. осуществляют тем самым переход в НВБ.

5. С выхода устройств отображения и перехода в НВБ подают отсчеты принимаемого $\tilde{S}_{ВХ}$ и опорного $\tilde{S}_{ОП}$ сигналов на вход коррелятора.

Работоспособность приведенной схемы обработки сигналов была проверена с использованием программной модели на примере реальных ПШС сигналов и сигналов с ЛЧМ.

В случае воздействия на вход приемного устройства полигармонической помехи (см. рис. 2) применение в составе приемника устройства отображения и перехода в НВБ приведет к разрушению временной структуры помехи и снижению ее уровня до 30–40 дБ в зависимости от выбранных параметров правила отображения J1D и величины интервала времени, на котором производится обработка.

Необходимо отметить, что рассмотренная в работе технология фрактальной обработки сложных сигналов может также быть применена для решения следующих задач в интересах улучшения тактико-технических характеристик перспективных радиолокационных и радионавигационных систем:

1. Повышения помехоустойчивости при воздействии гармонических и полигармонических помех.
2. Повышения чувствительности за счет дополнительного подавления шумов гетеродинов и снижения эффектов блокирования приемного устройства.
3. Повышения чувствительности за счет снижения уровня интермодуляционных искажений в приемном устройстве.
4. Повышения имитостойкости системы при рассогласовании помехи более чем на один символ кода ПШС.
5. Синтезирования новых ансамблей кодовых последовательностей [6] F-кодов, обеспечивающих повышенную «структурную скрытность» перспективных радиолокационных и радионавигационных систем.

Действительно, предпосылками для такого утверждения являются следующие подтвержденные в ходе моделирования, в том числе с использованием реальных сигналов, факторы:

1. Сохранение высоких корреляционных и взаимнокорреляционных свойств сигналов после перехода в НВБ в соответствии с заданным правилом фрактального отображения.
2. Зависимость значения корреляционного интеграла на выходе устройства обнаружения в НВБ не только от задержки и доплеровского смещения частоты, но и от параметров заданного фрактального отображения.

Последнее обстоятельство, собственно, и способствует улучшению такой характеристики сигнала, как «структурная скрытность», и является основанием для проведения дальнейших дополнительных исследований в данном направлении, результаты которых будут приведены в следующих публикациях.

Список используемых источников

1. *Falconer K.J.* Fractal Geometry: Mathematical Foundations and Applications. – New York: John Wiley, 1990. – 228 p.

2. Программный приемник ГЛОНАСС/GPS/Galileo на нейропроцессоре Л1879ВМ1/ В.С. Бахолдин, И.С. Герасименко, В.А. Добриков, Ю.С. Дубинко, В.Ф. Иванов, И.В. Сахно, А.Б. Симонов, Е.А.Ткачев // Материалы Всероссийской конф. «Фундаментальное и прикладное координатно-временное обеспечение» (КВО-2005), Санкт-Петербург, 11–15 апр.– 2005. – С.168–170.

3. *Морозов А.Д.* Введение в теорию фракталов. – М.; Ижевск: Ин-т компьютерных исследований, 2004. – 160 с.

4. *Потапов А.А.* Фракталы в радиофизике и радиолокации: Топология выборки. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Университетская книга, 2005. – 848 с.

5. Пат. 2359411 Российская Федерация, МПК H04B015/00. Способ помехоустойчивого приема фазоманипулированных сигналов/ Сахно И.В., Симонов А.Б., Ткачев Е.А. – 200105023/09; заявл. 05.02.07.; опубл. 20.06.2009, Бюл. № 17. – 8 с.

6. Пат. 2359405 Российская Федерация, МПК H04B 1/00. Способ формирования наборов ортогональных псевдослучайных последовательностей с использованием свойств фрактальных отображений/ Сахно И.В., Симонов А.Б., Ткачев Е.А. – 2006143688/09; заявл. 05.12.06.; опубл. 20.06.2009, Бюл. № 17. – 10 с.

Г.Н. Мальцев,
доктор техн. наук, профессор;
А.В. Харченко,
доктор техн. наук, доцент;
С.В. Штанько,
кандидат техн. наук, доцент

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОГРАНИЧЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ДОСТУПОМ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ С ШИРОКОВЕЩАТЕЛЬНОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Проведен сравнительный анализ схем реализации ограничения несанкционированного доступа в радиотехнических системах с широковещательной передачей информации и их недостатков. Обосновано использование схемы ограничения несанкционированного доступа на основе совместного использования симметричных и асимметричных криптоалгоритмов.

Ключевые слова: широковещательная передача информации, несанкционированный доступ, ключевая информация, симметричные и асимметричные криптоалгоритмы.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время происходят активное развитие и расширение областей применения радиотехнических систем навигации, вещания и связи с подвижными объектами [1–4]. При наличии специальных требований к обслуживанию абонентов (потребителей) в таких системах возникает задача обеспечения селективного доступа к передаваемой (транслируемой) информации. С одной стороны, необходимо ограничивать несанкционированной доступ (НСД) неавторизованных пользователей, с другой – необходимо осуществлять управление доступом авторизованных пользователей. При этом пространственная электромагнитная доступность, являющаяся свойством любых радиоканалов, обширные (в ряде случаев глобальные) зоны обслуживания широковещательных систем создают условия для реализации НСД к передаваемой в них информации, а особенности широковещательного режима передачи в значительной степени ограничивают применение в них существующих схем ограничения НСД, хорошо зарекомендовавших себя в других системах, например, при передаче информации по радионаправлениям или в наземных компьютерных сетях [5–8].

Основным методом ограничения НСД к информации, передаваемой по радиоканалам в системах передачи информации различного назначения, является использование криптографической защиты информации, в частности криптографических алгоритмов (криптоалгоритмов) шифрования информации и аутентификации абонентов [9–12]. На практике возможны различные схемы реализации этого метода, отличающиеся используемыми криптоалгоритмами и способами распространения ключевой информации между абонентами. В настоящей статье проведен сравнительный анализ схем реализации ограничения НСД в радиотехнических системах с широковещательной передачей информации и их ограничений и обосновано использование схемы на основе совместного использования симметричных и асимметричных криптоалгоритмов.

ОСОБЕННОСТИ ОГРАНИЧЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ДОСТУПОМ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ С ШИРОКОВЕЩАТЕЛЬНОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Рассмотрим типовую радиотехническую систему с широковещательной передачей информации для большого количества абонентов. Такая система представляет собой ограни-

ченное количество абонентов-источников и достаточно большое количество абонентов-приемников или потребителей информации, как это показано на рис. 1. В качестве абонентов-источников широковещательной передачи информации могут выступать космические аппараты спутниковых систем навигации, ретрансляции и телевизионного вещания, а также ретрансляторы наземных систем персонального радиовызова и связи с подвижными объектами.

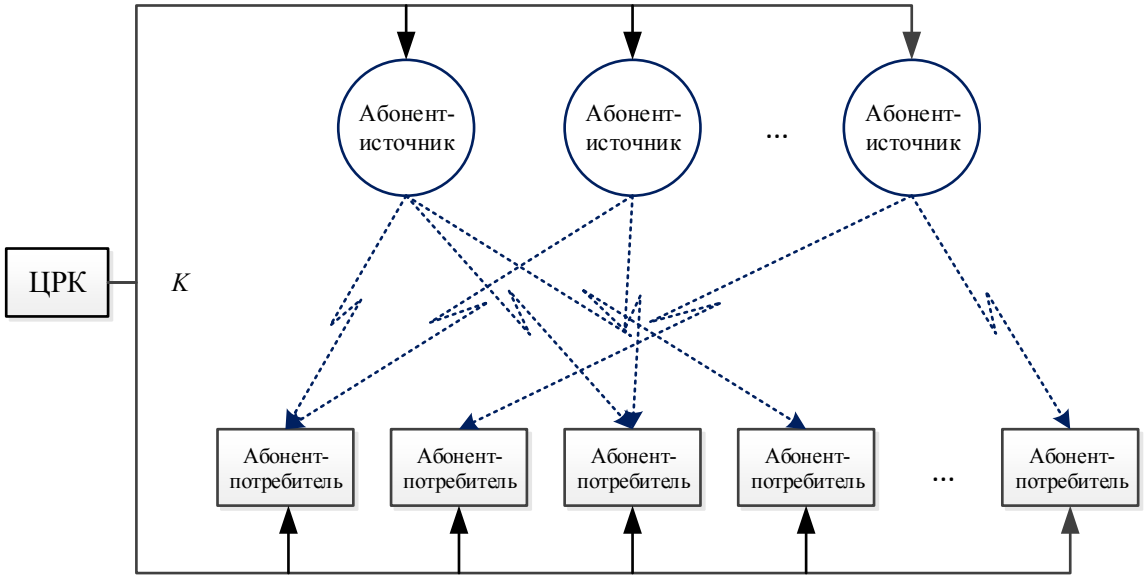


Рис. 1. Схема радиотехнической системы с широковещательной передачей информацией

В случае необходимости реализации ограничения доступа к информации, передаваемой по радиоканалам широковещательной системы, возникает необходимость ее защиты от НСД. Основным техническим методом защиты информации, передаваемой по радиоканалам, является криптографическая защита информации [6,7]. При этом важнейшей частью криптографической системы является вопрос управления ключевой информацией, так как даже при использовании стойкого и качественного криптоалгоритма недостатки схем управления ключевой информацией ведут к компрометации системы. В процессе функционирования системы с широковещательной передачей информации необходимо периодически осуществлять замену всей ключевой информации, что, с одной стороны, обусловлено ее устареванием, с другой – необходимостью замены ключей в случае их компрометации. Данный процесс значительно осложняется широковещательным характером передачи информации. Генерацию и передачу всем абонентом (распространение) ключевой информации осуществляет центр распределения ключей (ЦРК).

Для защиты информации, передаваемой по радиоканалам широковещательной системы, от НСД возможно использование симметричных (одноключевых) и асимметричных (двухключевых) алгоритмов [6,7,11–13]. Непосредственно для шифрования передаваемых данных целесообразно использовать симметричные криптоалгоритмы, которые обладают большим быстродействием при аппаратной и программной реализации, чем асимметричные [10,11]. Для распространения ключевой информации, аутентификации абонентов и сообщений и управления доступом целесообразно использовать асимметричные криптоалгоритмы, которые обладают большими возможностями и гибкостью для решения таких задач.

Под схемой ограничения НСД будем понимать порядок (спецификацию) обмена сообщениями между абонентами в закрытом режиме и распространения ключевой информации.

Для реализации абонентского шифрования посредством симметричных криптоалгоритмов необходимо, чтобы все абоненты обладали одним и тем же ключом либо чтобы каждая пара абонентов обладала своим ключом, что достаточно трудно реализуемо при большом количестве абонентов. Процедура замены ключевой информации с использованием симметричных криптоалгоритмов сводится к двум возможным вариантам: либо рекурсивной генерации нового ключа с использованием предыдущего ключа, либо выбору нового ключа из заранее сформированного (сгенерированного) множества. При этом к первому из указанных вариантов замены ключевой информации можно отнести как непосредственно схемы формирования нового ключа на основе некоторой циклической функции от старого ключа, так и передачу нового сгенерированного ключа по открытым каналам путем шифрования старым ключом.

Рекурсивную генерацию нового ключа k_i с использованием предыдущего ключа k_{i-1} можно описать следующим образом:

$$k_i = \mathbf{KC}\left(k_{i-1}, r_i\right), \tag{1}$$

где **KC** – функция замены ключа;

r_i – некоторая дополнительная информация.

Выбор нового ключа k_i из заранее сформированного множества ключей $\{k_l\}$ может быть описан следующим образом:

$$k_i = \mathbf{KC}\left(\left\{k_l, l = 1...n\right\}, \varphi\right), \tag{2}$$

где φ – правило выбора очередного ключа из заранее сформированного множества ключей $\{k_l, l=1...n\}$,

n – мощность ключевого множества.

В асимметричном криптоалгоритме для процессов зашифровывания и расшифровывания используются различные ключи k^o и $k^з$, такие, что открытый ключ является функцией закрытого $k^o(k^з)$ и вычисляется относительно просто, а вычисление $k^з(k^o)$ закрытого ключа по открытому ключу является вычислительно сложной задачей. Для асимметричных криптоалгоритмов функция формирования нового ключа k_i может быть описана следующим образом:

$$k_i = \mathbf{KC}\left(k_1^o\left(k_1^з\right), k_2^o\left(k_2^з\right), r_i\right), \tag{3}$$

где k_1^o, k_2^o – открытые ключи первого и второго абонентов соответственно;

$k_1^з$, $k_2^з$ – закрытые ключи первого и второго абонентов соответственно;

r_i – некоторая дополнительная информация, используемая на текущем шаге формирования ключа.

Функция (3) в общем случае описывает как непосредственно шифрование информации открытыми ключами абонентов, так и использование открытых ключей для передачи секретных ключей симметричного алгоритма либо для формирования закрытого ключа симметричного алгоритма.

Таким образом, при использовании только симметричных криптоалгоритмов способа получения нового ключа без передачи дополнительной закрытой информации не существует. Кроме того, симметричные криптоалгоритмы обладают ограничением: они не позволяют реализовывать эффективные процедуры **KC** замены ключевой информации и процедуры аутентификации. Данные задачи более эффективно решаются с использованием асимметричных криптоалгоритмов. Тем не менее применение асимметричных алгоритмов в системах с широковещательной передачей информации также ограничено, так как отсутствует возможность проведения диалоговых процедур. Абоненты-потребители информации в общем случае являются пассивными участниками информационного обмена и не могут передавать

свою ключевую информацию для осуществления процедур формирования сеансовых ключей и аутентификации.

Указанные ограничения, накладываемые характером функционирования радиотехнических систем с широковещательной передачей информации, особенно спутниковых, в значительной степени ограничивают или делают невозможным использование различных протоколов защищенного информационного обмена, широко распространенных в компьютерных сетях. В первую очередь это связано с необходимостью двусторонних каналов информационного обмена, а также необходимостью наличия сети ЦРК, удостоверяющих центров и других элементов, реализация которых в радиотехнических системах с широковещательной передачей информации значительно затруднена [12–15]. В качестве технического решения, позволяющего частично преодолеть эти ограничения и снизить вероятность компрометации ключей в системах с широковещательной передачей информации при использовании симметричных криптоалгоритмов, используются различные многоуровневые схемы. В таких схемах ключи первого уровня используются только для шифрования ключей второго уровня, а ключи второго уровня используются непосредственно для шифрования передаваемой информации.

Проведем сравнительный анализ схем реализации ограничения НСД в радиотехнических системах с широковещательной передачей информации с двухуровневым распространением ключевой информации и использованием для замены ключевой информации как только симметричных криптоалгоритмов, так и совместно симметричных и асимметричных криптоалгоритмов.

БАЗОВЫЕ СХЕМЫ ОГРАНИЧЕНИЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННОГО ДОСТУПА В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ С ШИРОКОВЕЩАТЕЛЬНОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ ИНФОРМАЦИЕЙ НА ОСНОВЕ СИММЕТРИЧНЫХ КРИПТОАЛГОРИТМОВ

Существующие методы ограничения НСД в радиотехнических системах с широковещательной передачей информацией сводятся к трем базовым схемам. Рассмотрим их.

Схема ограничения НСД 1 – одноуровневая схема ограничения НСД. Данная схема является простейшей с точки зрения управления ключевой информацией и практически используется только в системах, в которых не предъявляются жесткие требования по ограничению НСД, однако она служит основой для построения более сложных схем ограничения НСД. Данная схема может быть реализована в трех вариантах – с единственным ключом, с циклической сменой ключа и с множеством ключей.

Схема ограничения НСД с единственным ключом представлена на рис. 2. В схеме с единственным ключом все абоненты используют единственный несменяемый ключ для обмена закрытой информацией друг с другом. Для этого ЦРК генерирует единый ключ k, затем данный ключ записывается («прошивается») в аппаратуру шифрования (АШ) всех абонентских устройств системы с широковещательной передачей информации перед началом их использования (как абонентов-источников информации, так и абонентов-получателей информации) (рис. 2, а). Далее абоненты-источники шифруют передаваемую в широковещательном режиме закрытую информацию на ключе k (рис. 2, б):

$$c = E_k\left(m\right), \tag{4}$$

где c – зашифрованные данные;

m – исходные открытые данные;

E_k – процедура шифрования на ключе k.

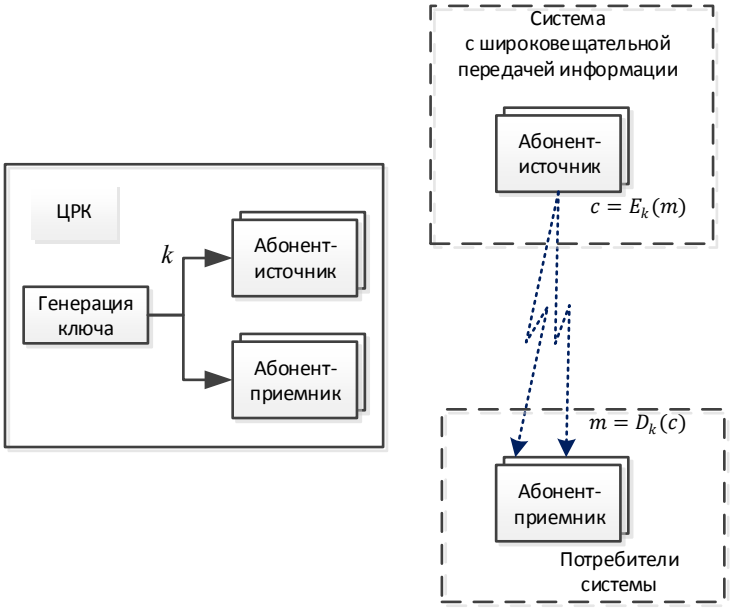
Абоненты-получатели информации (пользователи системы) расшифровывают принимаемую закрытую информацию на ключе k:

$$m = D_k(c), \tag{5}$$

где D_k – процедура расшифровывания на ключе k.

Очевидно, что процедуры E_k и D_k взаимно однозначны.

Рассмотренный вариант схемы ограничения НСД обладает существенным недостатком: ключевая информация (единственный ключ k) со временем устаревает, а несменяемый ключ позволяет нарушителю неограниченно по времени осуществлять атаку на единственный ключ, что со временем может привести к успеху. Кроме того, попадание абонентского устройства к нарушителю позволит ему получить ключ средствами инженерного анализа. С целью предотвращения этого для хранения ключа используются специальные устройства, позволяющие предотвратить такие атаки, например специализированные микросхемы однократной записи, уничтожающей записанную информацию при попытке несанкционированного доступа. В случае, если единственный ключ скомпрометирован, то отсутствие механизма смены ключей приведет к невозможности использования всей системы в закрытом режиме в дальнейшем. Кроме того, в данной системе ограничения НСД отсутствует механизм управления доступом.



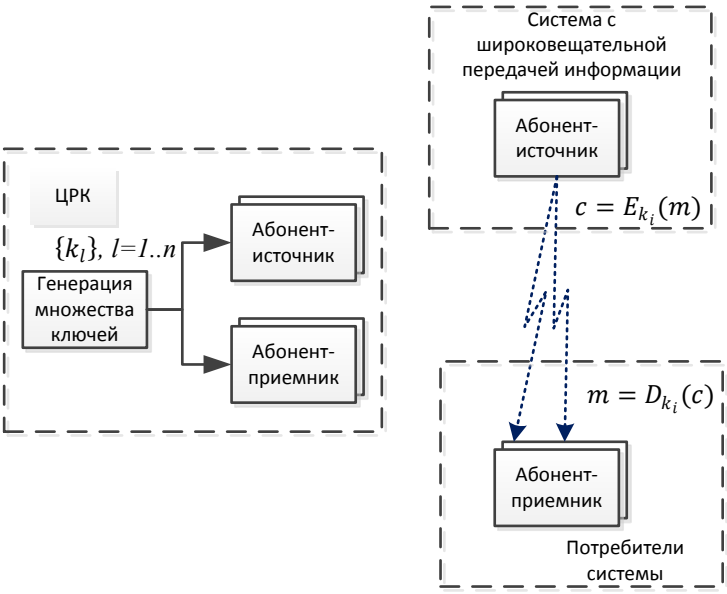
а) *б)*

Рис. 2. Схема ограничения НСД с единственным ключом

Развитием и вторым вариантом реализации рассмотренной схемы ограничения НСД является схема с циклической заменой ключа. Замена ключа осуществляется на основе некоторой операции над текущим ключом для получения нового ключа [либо передача нового ключа, зашифрованного на старом: $\langle k_i \rangle = E_{k_{i-1}}(k_i)$] в соответствии с выражением (1). Обновление ключевой информации позволяет усложнять задачу возможному нарушителю при криптоанализе, однако компрометация текущего ключа приводит к компрометации последующего ключа, поскольку он является функцией от предыдущего ключа, и т. д. С этой точки зрения данная модификация эквивалентна предыдущей схеме с единственным несменяемым ключом.

Другим развитием и третьим вариантом реализации рассмотренной схемы ограничения НСД является схема с множеством ключей, представленная на рис. 3. Схема основана не на использовании единственного ключа k, а на наличии у всех абонентов заранее сформированного ЦРК множества ключей $\{k_l\}$, l=1..n, где n – мощность ключевого множества, определяемая исходя из требуемой частоты смены ключей и времени активного существования

системы (рис. 3, а). Абоненты при этом пользуются одним и тем же ключом из данного множества k_i, по мере устаревания все абоненты сети синхронно меняют ключ на следующий из



а) *б)*

Рис. 3. Схема ограничения НСД с множеством ключей

данного множества k_{i+1}.

Далее абоненты-источники широковещательной информации шифруют информацию на ключе k_i (рис.3, б)*:*

$$c = E_{k_i}(m). \tag{6}$$

Абоненты-получатели информации расшифровывают ее на ключе k_i*:*

$$m = D_{k_i}(c)\ . \tag{7}$$

По мере устаревания ключа k_i он заменяется на ключ k_{i+1}.

При использовании указанной схемы появляется возможность менять ключи в соответствии с выражением (2), однако по-прежнему остается потенциальная возможность компрометации всего множества ключей, что, как и в первом случае, приведет к невозможности использования всей системы в закрытом режиме в дальнейшем. В этом смысле система с множеством ключей также эквивалентна системе с одним ключом, так как компрометация множества ключей и невозможность обновления данного множества эквивалентна компрометации единственного ключа. Сохраняющаяся возможность утраты абонентского оборудования и его попадания к нарушителю также позволит ему провести инженерный анализ оборудования с целью получения доступа к множеству ключевой информации. Возможность управления доступом к системе с широковещательной передачей информации посредством данной схемы также отсутствует.

Схема ограничения НСД 2 – двухуровневая схема ограничения НСД с мастер-ключом. Под мастер-ключом здесь понимается ключ, который используется для шифрования только ключевой информации первого уровня.

Схема ограничения НСД с мастер-ключом представлена на рис. 4. Данная схема является двухуровневой. ЦРК генерирует мастер-ключ k_m, затем данный ключ записывается в аппаратуру шифрования всех абонентов (источников и потребителей) перед началом их использования (рис. 4, а). Данный ключ используется для шифрования только ключевой информации – рабочих ключей, на которых непосредственно шифруется передаваемая информация.

Для этого ЦРК распространяет в сети очередной рабочий ключ k, зашифрованный на ключе k_m (рис. 4, б):

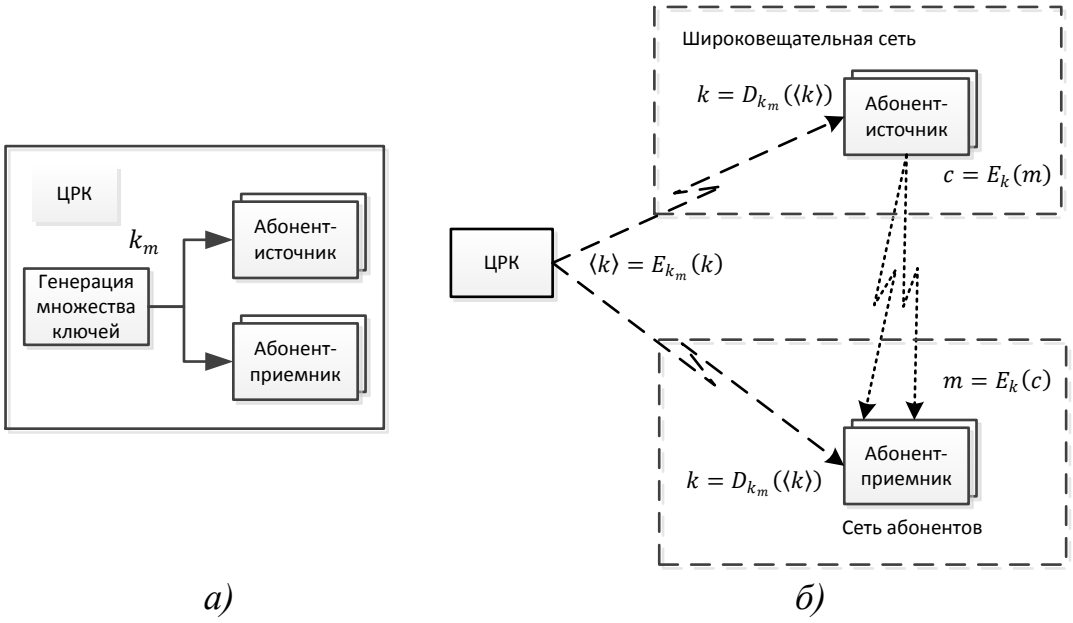


Рис. 4. Схема ограничения НСД с мастер-ключом

$$\langle k_i \rangle = E_{k_m}(k_i). \tag{8}$$

Каждый абонент сети, получив зашифрованный ключ $\langle k_i \rangle$, расшифровывает его:

$$k_i = D_{k_m}(\langle k_i \rangle). \tag{9}$$

Функция замены рабочего ключа в этом случае выглядит следующим образом:

$$k_i = \mathbf{KC}(k_m, \langle k_i \rangle), \tag{10}$$

т. е. новый ключ не зависит от предыдущего, и схема позволяет в любой момент сформировать новый ключ и распространить его, зашифровав на мастер-ключе. Поскольку рабочий ключ k_p передается в зашифрованном виде, перехват его нарушителем не позволит получить к нему доступ без знания мастер-ключа k_m. В дальнейшем абоненты работают в закрытом режиме в соответствии с формулами (6) и (7).

Рабочий ключ заменяется ЦРК с заданной периодичностью либо при необходимости. Малый объем шифруемой на мастер-ключе информации (только периодически распространяемый рабочий ключ) не позволяет нарушителю проводить его эффективный криптоанализ. Однако в рассмотренной схеме ограничения НСД отсутствует механизм замены мастер-ключа, и остается риск получения доступа нарушителя к абонентскому терминалу с последующим инженерным анализом для раскрытия мастер-ключа k_m, что приведет к компрометации всей системы. При реализации данной схемы также необходимо принимать меры защиты мастер-ключа k_m от таких угроз посредством использования специальных микросхем.

Схема ограничения НСД 3 – двухуровневая схема ограничения НСД с множеством ключей и индивидуальными ключами. Индивидуальные ключи используются для шифрования множества ключей первого уровня.

Схема ограничения НСД с множеством ключей и индивидуальными ключами представлена на рис. 5. Данная схема так же, как и предыдущая, является двухуровневой. Для реализации данной схемы ЦРК генерирует множество рабочих ключей $\{k_l\}$, l=1...n. Затем ЦРК для каждого абонента генерирует индивидуальный ключ $k_j^{И}$, где j – идентификатор абонента, и сохраняет его в абонентской АШ. Затем сгенерированное множество ключей $\{k_l\}$ подается на вход аппаратуры шифрования и каждый из ключей множества шифруется индивидуальным ключом каждого абонента (рис. 5, а):

$$\left\langle k_l^j \right\rangle = E_{k_j^{И}}\left(k_l\right). \tag{11}$$

Таким образом, для каждого абонента формируется свое множество зашифрованных рабочих ключей $\left\{\left\langle k_l \right\rangle\right\}^j$, где l – номер ключа из множества, l=1...n; j – идентификатор абонента. Расшифровать любой рабочий ключ из данного множества может только тот абонент, на чьем индивидуальном ключе данное множество зашифровано. Все множества $\left\{\left\langle k_l \right\rangle\right\}^j$ для каждого j-го абонента сохраняются в базе данных (БД), хранимой в ЦРК. Затем ЦРК распространяет очередной ключ k_i (периодически либо по необходимости) в зашифрованном виде $\left\langle k_i^j \right\rangle$ индивидуально для каждого j-го абонента. Каждый абонент расшифровывает очередной рабочий ключ на своем индивидуальном ключе, получая один и тот же ключ (рис. 5, б):

$$k_i = D_{k_j^{И}}\left(\left\langle k_i^j \right\rangle\right), \tag{12}$$

причем эта операция выполняется каждый раз при передаче информации, а сам рабочий ключ k_i не хранится в памяти.

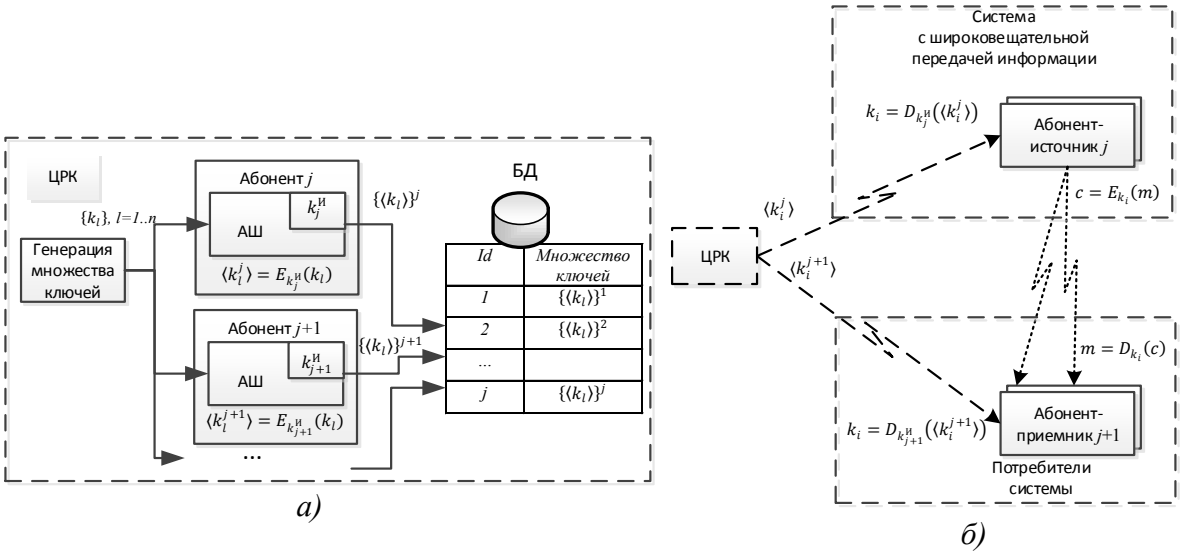


Рис. 5. Схема ограничения НСД с множеством ключей и индивидуальными ключами

Процедуру замены ключей можно описать следующей функцией:

$$k_i = \mathbf{KC}\left(k^{И}, \left\{\left\langle k_l \right\rangle, l = 1..n\right\}\right). \tag{13}$$

После распространения очередного ключа k_i абоненты работают в закрытом режиме в соответствии с формулами (6) и (7).

При использовании рассмотренной схемы ограничения НСД нарушитель, перехватив зашифрованные рабочие ключи $\langle k_i^j \rangle$, не имеет возможности их расшифровать и получить рабочий ключ k_i^j, поскольку он не обладает ни одним индивидуальным ключом $k_j^И$. В случае попадания абонентского оборудования к нарушителю он может попытаться посредством инженерного анализа получить доступ к ключевой информации, хранящейся в оборудовании. Ключ k_i в памяти не хранится, однако в случае успеха нарушитель потенциально может получить доступ к индивидуальному ключу $k_j^И$ и расшифровать ключ k_i. В этом случае должна быть выполнена операция замены очередного ключа k_i в соответствии с выражением (13), причем новый ключ формируется на основе зашифрованного множества рабочих ключей и индивидуального ключа, который известен только каждому конкретному абоненту. Множество ключей $\{\langle k_l \rangle\}^j$, зашифрованных на индивидуальном ключе $k_j^И$ скомпрометированного абонента, удаляется, а очередной ключ k_i ему не передается, т. е. нарушитель не получает доступ к передаваемой в дальнейшем информации. Таким образом, скомпрометированный абонент исключается из множества авторизованных для закрытого обмена абонентов.

Рассмотренная схема ограничения НСД позволяет управлять доступом к системе широковещательной передачи информации. Поскольку в соответствии с выражением (13) в качестве аргумента используются индивидуальный для каждого абонента ключ и зашифрованный на нем рабочий ключ, компрометация одного абонента не повлияет на безопасность остальных абонентов. Однако возможность управления доступом в значительной степени ограничена конечным множеством ключей $\{k_l\}$. Кроме того, остается потенциальная возможность компрометации исходного (незашифрованного) множества рабочих ключей $\{k_l\}$ по каким-либо каналам утечки. В этом случае, как и при использовании предыдущих схем ограничения НСД, система с широковещательной передачей информации окажется скомпрометированной, а возможность передавать новые ключи отсутствует. Принципиально решить данную проблему возможно путем повторения процедуры формирования нового ключевого множества ЦРК и передачи новых индивидуальных ключей всем абонентам сети, что не всегда реализуемо на практике.

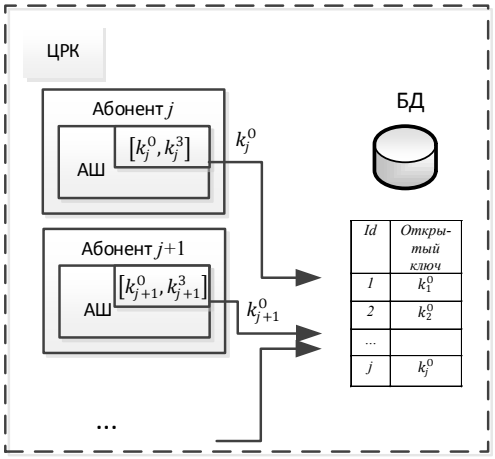
Рассмотренные базовые схемы охватывают практически все существующие варианты построения схем ограничения НСД в системах с широковещательной передачей информации [4,5,7,8,14]. В отдельных случаях могут использоваться и другие схемы, однако они, как правило, являются комбинацией рассмотренных схем. Например, могут быть использованы трехуровневые схемы распределения ключевой информации, причем каждый из уровней соответствует одной из рассмотренных базовых схем. Таким образом, с точки зрения процедур распространения ключевой информации дополнительные уровни не позволяют решить проблему замены всей ключевой информации, перекладывая ее с нижних уровней на верхний.

СХЕМА ОГРАНИЧЕНИЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННОГО ДОСТУПА В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ С ШИРОКОВЕЩАТЕЛЬНОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ ИНФОРМАЦИЕЙ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАНИЯ СИММЕТРИЧНЫХ И АСИММЕТРИЧНЫХ КРИПТОАЛГОРИТМОВ

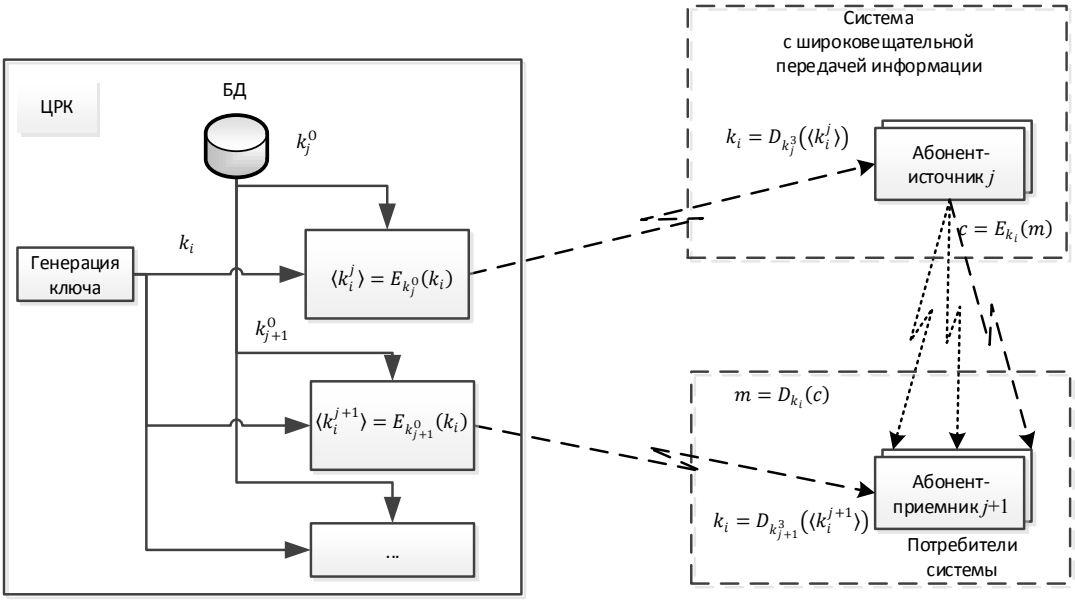
Схема ограничения НСД 4 – двухуровневая схема ограничения НСД с совместным использованием симметричного и асимметричного криптоалгоритмов. Схема построена на основе комбинирования симметричных и асимметричных криптоалгоритмов, причем асимметричные алгоритмы используются для распространения ключевой информации первого уровня.

Схема ограничения НСД с совместным использованием симметричного и асимметричного криптоалгоритмов представлена на рис. 6. Для шифрования и передачи рабочих ключей используется асимметричный криптоалгоритм. В этом случае в аппаратуре шифрования каждого абонента формируется пара ключей асимметричного криптоалгоритма (открытый и закрытый) $\left[k_j^o, k_j^з\right]$, при этом открытые ключи остаются в БД (матрице доступности) ЦРК, а закрытые известны только абонентам, для которых они сформированы (рис. 6, а). Затем каждый ключ k_i может быть зашифрован открытыми ключами абонентов и передан каждому абоненту индивидуально (рис. 6, б):

$$\left\langle k_i^j \right\rangle = E_{k_j^o}\left(k_i\right). \tag{14}$$



а)



б)

Рис. 6. Схема ограничения НСД с совместным использованием симметричного и асимметричного криптоалгоритмов

Каждый абонент расшифровывает рабочий ключ на своем закрытом ключе, получая один и тот же ключ:

$$k_i = D_{k_j^з}\left(\left\langle k_i^j \right\rangle\right). \quad (15)$$

Процедуру замены ключей можно описать следующей функцией:

$$k_i = \mathbf{KC}\left(k^o, \left\{\left\langle k_l \right\rangle, l = 1..n\right\}\right). \quad (16)$$

После распространения очередного ключа k_i абоненты работают в закрытом режиме в соответствии с формулами (6) и (7).В отличие от схем ограничения НСД на основе симметричных алгоритмов множество рабочих ключей $\{k_l\}$ не является неизменяемым и может быть в любой момент дополнено или изменено, поскольку в ЦРК имеются открытые ключи всех абонентов, в том числе абонентов-источников, и в любой момент существует возможность сгенерировать новый ключ, зашифровать его на открытых ключах абонентов и передать им.

Ключи могут быть переданы абонентам-потребителям как через широковещательную сеть через абонентов-источников, так и по другим каналам. Кроме того, существует возможность смены и самих ключей $\left[k_j^o, k_j^з\right]$ абонентов. Ключи могут быть сформированы самими абонентами, затем они могут передать открытые ключи k_j^o в ЦРК, оставив $k_j^з$ у себя. Такая схема позволит управлять доступом абонентов-потребителей информационных ресурсов к сети. В случае необходимости исключения абонента j из числа авторизованных формируется новый рабочий ключ k_i, распространяется среди абонентов, при этом он не шифруется на открытом ключе k_j^o и не передается по сети, в результате чего абонент j теряет доступ к ресурсам сети.

Таким образом, схема ограничения НСД 4 на основе комбинированного использования симметричных и асимметричных криптоалгоритмов позволяет сохранить все преимущества схем ограничения НСД 1 – 3 на основе только симметричных алгоритмов, а также компенсировать их недостатки, связанные с невозможностью формирования новых рабочих ключей, кроме предварительно сформированного множества $\{k_l\}$ (схема ограничения НСД 3), а также с невозможностью смены индивидуальных ключей. Кроме того, использование асимметричных криптоалгоритмов позволяет осуществлять дальнейшее развитие данной базовой схемы, например, реализовывать сервисы формирования сеансовых ключей и сервисы аутентификации в случае необходимости, что позволит более гибко управлять доступом.

В качестве симметричных криптоалгоритмов возможно использование блочного алгоритма (например, отечественного алгоритма шифрования «Магма», определяемого стандартом ГОСТ Р 34.12-2015, ранее определяемого стандартом ГОСТ 28147-89). В качестве алгоритмов асимметричной части комбинированной схемы рекомендуется использовать математический аппарат эллиптических кривых, как обладающий наилучшими криптографическими и скоростными характеристиками по сравнению с другими типами асимметричных алгоритмов. Кроме того, алгоритм на эллиптических кривых не уступает по стойкости симметричным алгоритмам при сравнимых размерах ключа, что не свойственно другим типам асимметричных алгоритмов. Однако следует заметить, что данный показатель стойкости алгоритмов на эллиптических кривых рассчитан по отношению к наиболее эффективному алгоритму логарифмирования в группе точек, известному на сегодняшний день (ρ-метод Полларда), и существует вероятность того, что могут быть найдены более эффективные алгоритмы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенный анализ показывает, что системы с широковещательной передачей информации накладывают значительные ограничения на реализацию схем ограничения НСД в таких системах. Сводные сравнительные характеристики всех рассмотренных схем ограничения НСД представлены в табл. 1. Среди четырех рассмотренных схем только схема 4 на основе

совместного использования симметричных и асимметричных криптоалгоритмов позволяет осуществлять полную замену всей ключевой информации – как рабочих ключей, так и индивидуальных (ключей первого и второго уровня), а также управлять доступом абонентов-получателей к системе. Кроме того, использование асимметричных алгоритмов позволяет осуществлять дальнейшее развитие системы ограничения НСД, реализовывать более гибкие схемы и различные сервисы, в том числе сервисы аутентификации. Данные схемы могут быть использованы для организации защищенного информационного обмена и управления доступом к ресурсам в радиотехнических системах с широковещательной передачей информации различного назначения.

Таблица 1

Сравнительные характеристики схем ограничения НСД

Тип схемы	Тип используемых криптоалгоритмов	Количество уровней ключевой информации	Возможность замены ключевой информации	Функция замены ключевой информации	Возможность управления доступом абонентов
1	Симметричные	1	Отсутствует полностью, либо сводится к циклической рекурсивной замене, либо к выбору из фиксированного множества	$k_i = \mathbf{KC}(k_{i-1}, r_i)$, $k_i = \mathbf{KC}(\{k_l, l = 1..n\}, \varphi)$	Отсутствует
2	Симметричные	2 (мастер-ключ и рабочие ключи)	Имеется возможность менять рабочие ключи Отсутствует возможность заменить мастер-ключ	$k_i = \mathbf{KC}(k_m, \langle k_i \rangle)$	Отсутствует
3	Симметричные	2 (индивидуальные ключи и рабочие ключи)	Имеется возможность менять рабочие ключи из ограниченного множества Отсутствует возможность заменить индивидуальные ключи	$k_i = \mathbf{KC}(k^{И}, \{\langle k_l \rangle, l = 1..n\})$	Ограничена
4	Симметричные и асимметричные	2 (пары ключей асимметричного алгоритма, открытый и закрытый, и рабочие ключи)	Имеется возможность менять всю ключевую информацию: рабочие ключи и индивидуальные пары ключей асимметричного алгоритма для каждого абонента	$k_i = \mathbf{KC}(k^{o}, \{\langle k_l \rangle, l = 1..n\})$ Пары ключей $[k_j^{o}, k_j^{з}]$ формируются каждым абонентом индивидуально, при этом k_j^{o} могут быть переданы открыто	Имеется возможность построения гибких схем управления доступом

Список используемых источников

1. *Кантор Л.Я.* Спутниковая связь и вещание: справ. – М.: Радио и связь, 1988. – 342 с.

2. *Сакалема Д.Ж.* Подвижная радиосвязь. – М.: Горячая линия – Телеком, 2012. – 512 с.

3. *Карташевский В.Г*, *Семенов С.Н.*, *Фирстова Т.В.* Сети подвижной связи. – М.: Эко-Трендз, 2001. – 296 с.

4. *Кукк К.И.* Спутниковая связь: прошлое, настоящее, будущее. – М.: Горячая линия – Телеком, 2016. – 256 с.

5. *Костин М.В*. Системы условного доступа // Телеспутник. – 2004. – № 11(109). – С. 62–64.

6. *Мальцев Г.Н.*, *Штанько С.В.* Протоколы аутентификации абонентов и защиты информации на основе асимметричных криптоалгоритмов // Проблемы информационной безопасности. Компьютерные системы. – 2003. – №1. – С. 51–56.

7. *Штанько С.В.*, *Лесняк Д.А.* Алгоритмы защищенного информационного обмена в радиоканалах космической навигационной системы // Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника. – 2015. – №5. – С.47–51.

8. *Гладченков А.* Спутниковые технологии VSAT и информационная безопасность сети // Журнал сетевых решений/LAN. 2007 № 09. – URL: https://www.osp.ru/lan/2007/09/4374549/ (дата обращения: 06.05.2018).

9. *Корниенко А.А.*, *Еремеев М.А.*, *Ададуров С.Е.* Средства защиты информации на железнодорожном транспорте. (Криптографические методы и средства): учеб. пособие для студентов вузов железнодорожного транспорта / под ред. А. А. Корниенко. – М.: Маршрут, 2006. – 252 с.

10. *Столлингс В.* Криптография и защита сетей: принципы и практика: пер. с англ. – 2-е изд. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2001. – 672 с.

11. *Шнайер Б.* Прикладная криптография. Протоколы, алгоритмы и исходный код на С: пер. с англ. – 2-е изд. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2016. – 1024 с.

12. *Цветков К.Ю.*, *Кожаков А.В.*, *Осташов И.Т.* Защита инфокоммуникационных систем и сетей специального назначения: учеб. пособие. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 151 с.

13. *Корниенко А.А.*, *Штанько С.В.* Криптографический протокол защиты информации в радиоканалах сетевых спутниковых систем с использованием асимметричных алгоритмов // Информационно-управляющие системы. – 2006. – № 5 (24). – С. 21–26.

14. *Штанько С.В.*, *Жукова Н.А.* Схемы аутентификации данных и пользователей в распределенных информационных системах // Известия СПБГЭТУ «ЛЭТИ». – 2012. – № 8. – С. 46–51.

15. *Штанько С.В.*, *Лесняк Д.А.* Обеспечение селективного доступа при широковещательной передаче информации // Информационно-управляющие системы. – 2016. – № 1 (80). – С. 74–79.

В.Ф. Алексеев,
доктор техн. наук, доцент;
А.В. Астапович,
кандидат техн. наук, доцент

ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ СВЯЗИ СИСТЕМ ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ КООРДИНАТ

В геоинформационных системах МО РФ имеется возможность представления пространственной информации в любой требуемой системе координат. Реализация этой возможности сопряжена с решением задачи определения параметров связи между пространственными системами отсчета. Данная задача решается по координатам совмещенных пунктов. При этом актуальным становится решение проблемы обоснования числа совмещенных пунктов для определения параметров связи с такой точностью, чтобы методическими ошибками при трансформации координат можно было пренебречь.

Ключевые слова: геодезические измерения, нормальный закон распределения результатов измерений, средняя квадратическая погрешность, среднее квадратическое отклонение, выборочное стандартное отклонение, неопределенность измерений.

Для обоснования количества совмещенных пунктов рассмотрим математическую модель связи между координатами совмещенных пунктов двух пространственных систем координат *A* и *B*:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix}_i = m \begin{bmatrix} 1 & \omega_{XY} & \omega_{XZ} \\ -\omega_{XY} & 1 & \omega_{YZ} \\ -\omega_{XZ} & -\omega_{YZ} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix}, \quad (1)$$

или

$$\begin{cases} X_{B_i} = mX_{A_i} + m\omega_{XY}Y_{A_i} + m\omega_{XZ}Z_{A_i} + \Delta X; \\ Y_{B_i} = -mX_{A_i}\omega_{XY} + mY_{A_i} + m\omega_{YZ}Z_{A_i} + \Delta Y; \\ Z_{B_i} = -mX_{A_i}\omega_{XZ} - m\omega_{YZ}Y_{A_i} + mZ_{A_i} + \Delta Z, \end{cases} \quad (2)$$

где i – совмещенные пункты, $i = 1,2,\ldots,n$;

$m, \omega_{XY}, \omega_{XZ}, \omega_{YZ}, \Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ – параметры трансформации;

X_A, Y_A, Z_A – значения координат совмещенного пункта в системе координат *A*;

X_B, Y_B, Z_B – значения координат совмещенного пункта в системе координат *B*.

В модели (1) неизвестными являются семь параметров связи. Для их определения необходимо иметь как минимум три пункта, координаты которых известны в двух системах. В этом случае можно составить девять уравнений типа (2), из решения которых найти искомые параметры трансформации. Так как система уравнений получается переопределенной (число уравнений больше числа искомых параметров), то она решается методом наименьших квадратов.

Выполним линеаризацию уравнений (2). Коэффициентами при неизвестных

$$\tau = \begin{bmatrix} \delta_m \\ \delta_{\omega_{XY}} \\ \delta_{\omega_{XZ}} \\ \delta_{\omega_{YZ}} \\ \delta_{\Delta X} \\ \delta_{\Delta Y} \\ \delta_{\Delta Z} \end{bmatrix}$$

для линеаризации первого уравнения системы (2) будут производные:

$$b_{3(i-1)+1,1} = \frac{\partial X_{B_i}}{\partial m} = X_{A_i} + \omega_{0_{XY}} Y_{A_i} + \omega_{0_{XZ}} Z_{A_i}; \qquad b_{3(i-1)+1,2} = \frac{\partial X_{B_i}}{\partial \omega_{XY}} = m_0 Y_{A_i};$$

$$b_{3(i-1)+1,3} = \frac{\partial X_{B_i}}{\partial \omega_{XZ}} = m_0 Z_{A_i}; \qquad b_{3(i-1)+1,4} = \frac{\partial X_{B_i}}{\partial \omega_{YZ}} = 0;$$

$$b_{3(i-1)+1,5} = \frac{\partial X_{B_i}}{\partial \Delta X} = 1; \qquad b_{3(i-1)+1,6} = \frac{\partial X_{B_i}}{\partial \Delta Y} = 0;$$

$$b_{3(i-1)+1,7} = \frac{\partial X_{B_i}}{\partial \Delta Z} = 0.$$

Аналогично получим коэффициенты для линеаризации второго и третьего уравнений:

$$b_{3(i-1)+2,1} = \frac{\partial Y_{B_i}}{\partial m} = -X_{A_i}\omega_{0_{XY}} + Y_{A_i} + \omega_{0_{YZ}} Z_{A_i}; \qquad b_{3(i-1)+2,2} = \frac{\partial Y_{B_i}}{\partial \omega_{XY}} = -m_0 Y_{A_i};$$

$$b_{3(i-1)+2,3} = \frac{\partial Y_{B_i}}{\partial \omega_{XZ}} = 0; \qquad b_{3(i-1)+2,4} = \frac{\partial Y_{B_i}}{\partial \omega_{YZ}} = -m_0 Z_{A_i};$$

$$b_{3(i-1)+2,5} = \frac{\partial Y_{B_i}}{\partial \Delta X} = 0; \qquad b_{3(i-1)+2,6} = \frac{\partial Y_{B_i}}{\partial \Delta Y} = 1;$$

$$b_{3(i-1)+2,7} = \frac{\partial Y_{B_i}}{\partial \Delta Z} = 0.$$

$$b_{3(i-1)+3,1} = \frac{\partial Z_{B_i}}{\partial m} = -X_{A_i}\omega_{0_{XZ}} - \omega_{0_{YZ}} Y_{A_i} + Z_{A_i}; \qquad b_{3(i-1)+3,2} = \frac{\partial Z_{B_i}}{\partial \omega_{XY}} = 0;$$

$$b_{3(i-1)+3,3} = \frac{\partial Z_{B_i}}{\partial \omega_{XZ}} = -m_0 X_{A_i}; \qquad b_{3(i-1)+3,4} = \frac{\partial Z_{B_i}}{\partial \omega_{YZ}} = -m_0 Y_{A_i};$$

$$b_{3(i-1)+3,5} = \frac{\partial Z_{B_i}}{\partial \Delta X} = 0; \qquad b_{3(i-1)+3,6} = \frac{\partial Z_{B_i}}{\partial \Delta Y} = 0;$$

$$b_{3(i-1)+3,7} = \frac{\partial Z_{B_i}}{\partial \Delta Z} = 1.$$

Свободные члены вычисляются по формулам:

$$l_{3(i-1)+1} = m_0 X_{A_i} + m_0 \omega_{0_{XZ}} Z_{A_i} + \Delta X_0 - X_{B_i};$$
$$l_{3(i-1)+2} = -m_0 X_{A_i} \omega_{0_{XY}} + m_0 Y_{A_i} + m_0 \omega_{0_{YZ}} Z_{A_i} + \Delta Y_0 - Y_{B_i};$$
$$l_{3(i-1)+3} = -m_0 X_{A_i} \omega_{0_{XZ}} - m_0 \omega_{0_{YZ}} Y_{A_i} + m_0 Z_{A_i} + \Delta Z_0,$$

где $m_0, \omega_{0XY}, \omega_{0XY}, \omega_{0XZ}, \Delta X_0, \Delta Y_0, \Delta Z_0$ – приближенные значения параметров связи.

После линеаризации система уравнений (2) в матричной форме принимает вид

$$\nu = B\tau + l, \tag{3}$$

где ν – вектор невязок модели (2);

τ – вектор поправок к приближенным параметрам связи;

l – вектор свободных членов;

B – матрица коэффициентов параметрических уравнений.

Блок матрицы **B**, который относится к *i*-му пункту, имеет вид

$$B_i = \begin{bmatrix} X_{A_i} + \omega_{0_{XY}} Y_{A_i} + \omega_{0_{XZ}} Z_{A_i} & m_0 Y_{A_i} & m_0 Z_{A_i} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -X_{A_i} \omega_{0_{XY}} + Y_{A_i} + \omega_{0_{YZ}} Z_{A_i} & -m_0 Y_{A_i} & 0 & m_0 Z_{A_i} & 0 & 1 & 0 \\ -X_{A_i} \omega_{0_{XY}} - \omega_{0_{YZ}} Y_{A_i} + Z_{A_i} & 0 & -m_0 X_{A_i} & -m_0 Y_{A_i} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Система уравнений (3) решается по методу наименьших квадратов приближениями. В качестве начального приближения для искомых параметров трансформации принимаются следующие значения: $m_0 = 1, \quad \omega_{0_{XY}} = 0, \quad \omega_{0_{XZ}} = 0, \quad \omega_{0_{YZ}} = 0, \quad \Delta X_0 = 0, \quad \Delta Y_0 = 0, \quad \Delta Z_0 = 0.$

Из решения линейных уравнений (3) получают поправки

$$\tau = -(B^T B)^{-1} B^T l$$

к m_0, $\omega_{0_{XY}}$, $\omega_{0_{XZ}}$, $\omega_{0_{YZ}}$, ΔX_0, ΔY_0, ΔZ_0 и вычисляют значения параметров трансформации $m_0 = 1 + \delta_m$, $\omega_{0_{XY}} = \delta_{\omega_{XY}}$, $\omega_{0_{XZ}} = \delta_{\omega_{XZ}}$, $\omega_{0_{YZ}} = \delta_{\omega_{YZ}}$, $\Delta X_0 = \delta_{\Delta X}$, $\Delta Y_0 = \delta_{\Delta Y}$, $\Delta Z_0 = \delta_{\Delta Z}$, по которым находят значения коэффициентов и свободных членов для последующего приближения. Итерации прекращаются при повторении значений искомых параметров связи. По величине

$$\mu = \sqrt{\frac{\nu^T \nu}{r}} \tag{4}$$

(ν – вектор невязок координат совмещенных пунктов) судят о степени согласованности двух систем координат, т. е. о точности преобразования координат из одной системы в другую.

Очевидно, что значение μ зависит как от ошибок координат конкретного набора совмещенных пунктов выбранных для вычисления параметров связи между системами координат, так и от числа степеней свободы $r = 3n - 7$, т. е. от числа совмещенных пунктов. Считая μ^2 функцией переменных $(\nu^{\mathrm{T}}\nu)$ и r, погрешность оценки дисперсии для ошибок преобразования координат можно представить в виде

$$\Delta\mu^2 = \frac{\Delta(\nu^{\mathrm{T}}\nu)}{\mathrm{r}} - \frac{\nu^{\mathrm{T}}\nu}{\mathrm{r}^2}\Delta\mathrm{r} \quad . \tag{5}$$

Первое слагаемое в выражении (5) представляет случайную часть в погрешности оценки дисперсии, так как значение $\Delta_{(\nu^T\nu)}$ непредсказуемо колеблется около нуля при выборе другого набора n совмещенных пунктов. Следовательно, первое слагаемое является случайной величиной с нулевым математическим ожиданием.

Второе слагаемое в выражении (5) является методической составляющей погрешности оценки дисперсии μ^2 и имеет односторонний характер действия с асимптотическим приближением к нулю.

Знак минус говорит о том, что с увеличением числа совмещенных пунктов погрешность оценки дисперсии μ^2 уменьшается, а следовательно, характеристика точности преобразования координат пунктов будет более достоверной.

Математическое ожидание $M(\Delta\mu^2)$ отражает методическую погрешность оценки дисперсии μ^2:

$$M(\Delta\mu^2) = -\mu^2\frac{\Delta r}{r} \quad . \tag{6}$$

Для обоснования числа совмещенных пунктов потребуем, чтобы методическая погрешность оценки дисперсии μ^2, обусловленная изменением числа совмещенных пунктов, была пренебрегаемо малой.

Согласно известному из метрологии «критерию ничтожных погрешностей» из двух источников ошибок при оценке точности вторым можно пренебречь, если характеристика точности оцениваемого параметра изменяется менее чем на 5–10%. Примем, что

$$M(\Delta\mu^2) = t\mu^2, \tag{7}$$

где t – малая, конкретно выбираемая величина [например, 0,05 (5%)]. Тогда можно записать:

$$\mu^2\frac{\Delta r}{r} \le t\mu^2 \quad . \tag{8}$$

Отсюда следует, что

$$\frac{\Delta r}{r} \le t \ . \tag{9}$$

Так как при изменении числа совмещенных пунктов на единицу число степеней свободы изменяется на три, то будет справедливо выражение

$$\frac{3}{r} \le t \ . \tag{10}$$

Если примем, что $t = 0{,}05$, то получим

$$r \ge \frac{3}{0{,}05} \ge 60 \ . \tag{11}$$

Следовательно, число совмещенных пунктов должно быть не менее

$$n = \frac{r+7}{3} = 23 \ . \tag{12}$$

Если принять, что $t = 0{,}10$, то число совмещенных пунктов становится равным

$$n = \frac{30+7}{3} = 13 \ . \tag{13}$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, за оптимальное количество совмещенных пунктов при определении параметров связи между системами координат можно принять 18 пунктов. В этом случае методическая погрешность дисперсии преобразования координат будет составлять 6% от величины самой дисперсии.

Список используемых источников

1. *Антонович К.М.* Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. – Новосибирск: СГГА, 2005. – 340 с.

2. *Астапович А.В.* Теория математической обработки геодезических измерений. – СПб.: СПбВВТКУ, 1997. – 199 с.

3. *Большаков В.Д., Маркузе Ю.И., Голубев В.В.* Уравнивание геодезических построений. – М.: Недра, 1989. – 325 с.

4. *Герасимов А.П.* Уравнивание государственной геодезической сети. – М.: Картоцентр. Геодезиздат, 1996. – 216 с.

Д.С. Войнов,
Череповецкое высшее военное инженерное училище радиоэлектроники, г. Череповец;
С.М. Гурский,
кандидат техн. наук, профессор;
В.В. Плашенков,
доктор военных наук, профессор,
Череповецкое высшее военное инженерное училище радиоэлектроники, г. Череповец;
К.В. Сазонов,
доктор техн. наук, доцент;
В.В. Уткин,
кандидат техн. наук, доцент,
Череповецкое высшее военное инженерное училище радиоэлектроники, г. Череповец.

ПРИЗНАКИ СЛОЖНЫХ ЧАСТОТНО-МАНИПУЛИРОВАННЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ РАСПОЗНАВАНИЯ ТИПА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ

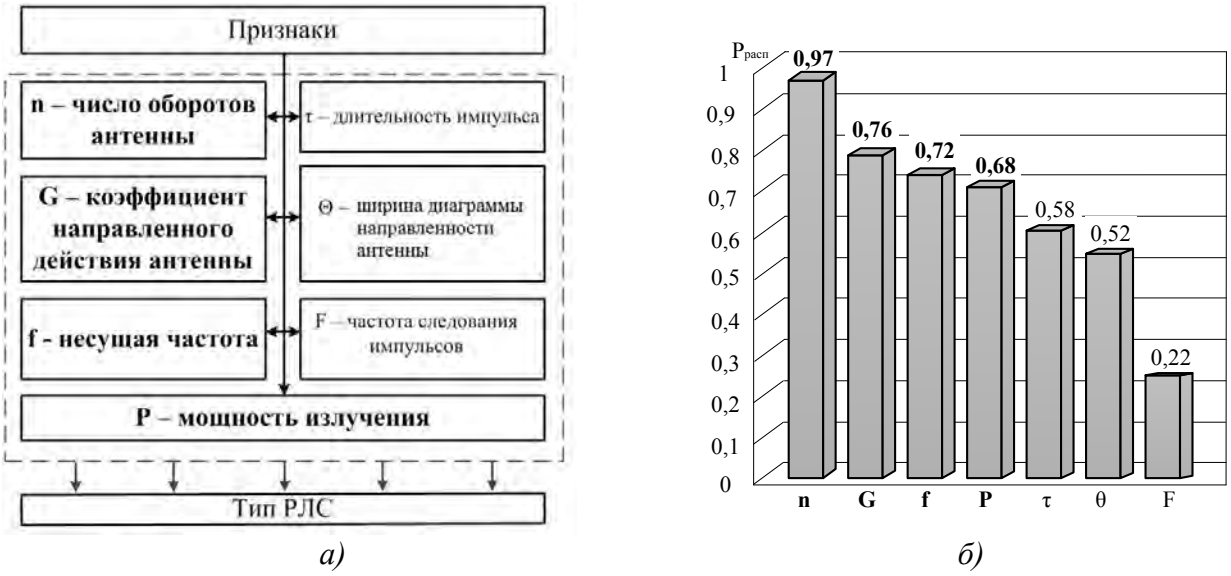
На основе анализа принципов формирования зондирующих сложных частотно-манипулированных сигналов, в статье сформулирована гипотеза о новых признаках сложных частотно-манипулированных сигналов для распознавания типов радиолокационных станций в средствах радиотехнического мониторинга.

Ключевые слова: радиотехнический мониторинг, радиолокационные станции, сложные частотно-манипулированные сигналы, признаки распознавания.

ВВЕДЕНИЕ

Высокая структурная скрытность зондирующих сложных частотно-манипулированных сигналов (ЧМнС) радиолокационных станций (РЛС) значительно снижает достоверность данных, добываемых средствами радиотехнического мониторинга (РТМ).

В настоящее время в средствах РТМ для распознавания типа РЛС используются признаки, представленные на рис. 1,а. Вероятности распознавания типа РЛС, обеспечиваемые по одному из признаков, показаны на рис. 1,б [1].



а) *б)*

Рис. 1. Признаки распознавания типа РЛС (а) и гистограмма вероятностей распознавания типа РЛС по одному из признаков (б)

Наибольшей вероятностью распознавания типа РЛС ($P_{расп}$) в средствах РТМ обладают следующие признаки (рис. 1,б): n – число оборотов антенны ($P_{расп}$ = 0,97); G – коэффициент направленного действия антенны ($P_{расп}$ = 0,76); f – несущая частота ($P_{расп}$ = 0,72); P – мощность излучения ($P_{расп}$ = 0,68).

В РЛС используются: электронное сканирование пространства с оперативно изменяющимися скоростью и схемами сканирования; адаптивные алгоритмы управления мощностью излучения; сложные ЧМнС с синтезированием спектра. Это приводит к обеспечению низкого отношения сигнал/шум (менее нуля децибелл) на входе станции РТМ и, как следствие, к существенному уменьшению вероятности распознавания $P_{расп}$ типа РЛС по указанным на рис. 1,а признакам.

Таким образом, необходимо, во-первых, выделить новые признаки распознавания типа РЛС со сложными ЧМнС, во-вторых, провести модификацию алгоритмов измерения частотно-временных параметров сложных ЧМнС при низком отношении сигнал/шум.

Цель исследования – расширение номенклатуры новых признаков сложных ЧМнС для распознавания типов РЛС в средствах РТМ и предварительная оценка их информативности.

Данную цель предлагается достигать на основе анализа существующих принципов сигналообразования сложных ЧМнС РЛС. Это даст возможность получить априорную информацию о процедурах сигналообразования в интересах формирования новых признаков, позволяющих повысить достоверность данных, получаемых средствами РТМ.

МОДЕЛЬ И РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Зондирующие сложные ЧМнС РЛС могут состоять из N элементарных радиоимпульсов длительностью T, следующих друг за другом, тогда их длительность определяется $T_с = N \times T$. Указанные сложные ЧМнС РЛС задаются на дискретном множестве моментов времени n = =1,…,N с длительностью элементарных импульсов по времени $T = \frac{T_с}{N}$, где $T_с$ – общий интервал наблюдения частот $f_n \in (0,..., n)$, заданных величиной единичного скачка частоты (шагом сетки частот) $\Delta f = \frac{\Delta F}{(n-1)}$, где ΔF – общая полоса частот занимаемого сложным ЧМнС [2–11]. Выбор частоты f_n осуществляется по регулярному закону, основанному на свойствах простых числовых модулей k – полей Галуа – $GF(k)$. Кодом частоты является перестановка чисел натурального ряда: n = 1,2,…,N – 1, причем каждую из частот сложного ЧМнС РЛС излучает в каждый заданный момент времени n.

В 1984 году Джон П. Костас (John P. Costas) предложил вид дискретного частотного кодирования с почти идеальной функцией неопределённости похожей на канцелярскую кнопку с явно выраженным пиком в середине (рис. 2) [8]. Сложные ЧМнС РЛС, построенные на основе дискретного частотного кодирования Костаса, получили обобщённое название – сложные ЧМнС Костаса [2–8].

Для формирования частотных последовательностей возможно использование следующих алгоритмов построения массивов Костаса: конструкция Уэлча; конструкция Голомба; конструкция Лемпеля [2–8]. Указанные последовательности обеспечивают для частотно-временной матрицы таких сложных ЧМнС не более одного совпадения единичных элементов с единичными элементами наложенной на нее и сдвинутой по строкам или столбцам аналогичной матрицы.

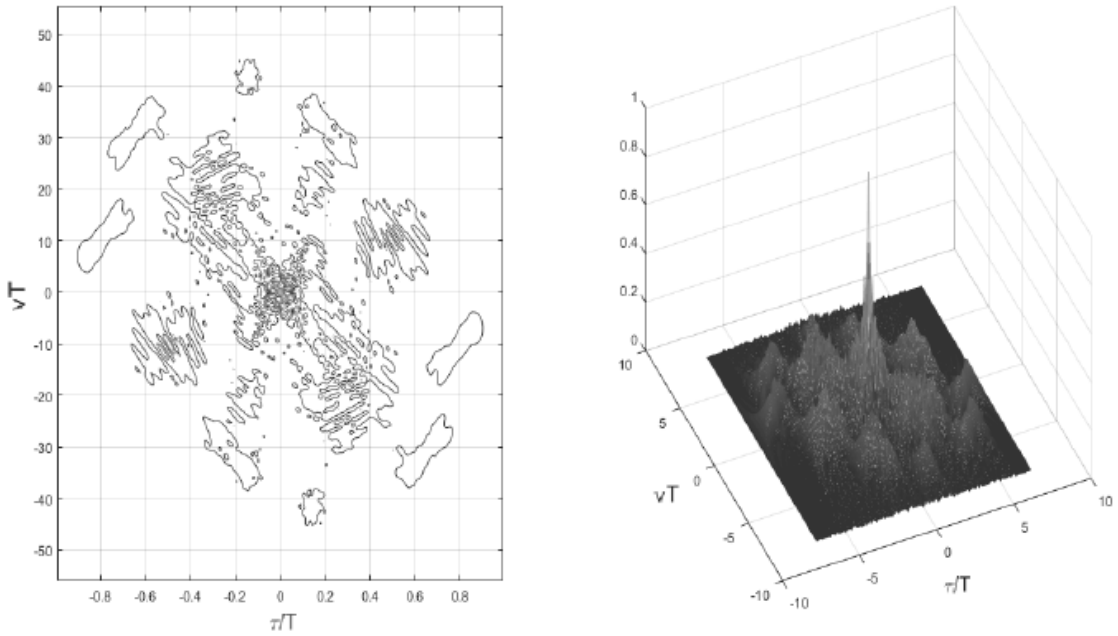


Рис. 2. Функция неопределённости сигнала Костаса

Аналитическое представление сложного ЧМнС имеет вид [2–4]:

$$S(t) = \begin{cases} C \cdot \sum_{n=1}^{N} a_n I_n(t) \exp\left[j\{2\pi(f_0 + f_n)t\}\right], & 0 \le t \le NT, \\ 0 & t > NT, \end{cases}$$

где n – номер элементарных радиоимпульсов, образующих сложный ЧМнС (размерность сложного ЧМнС), $n = 1,\ldots,N$;

a_n – амплитуда сложного ЧМнС;

$I_n(t)$ – элементарный радиоимпульс единичной амплитуды, образующий сложный ЧМнС, длительностью равной T:

$$I_n(t) = \begin{cases} I(t - nT) = 1, & t \in [nT, (n+1)T], \\ 0 & t \notin [nT, (n+1)T]; \end{cases}$$

С – нормирующий коэффициент:

$$C = \sqrt{\frac{1}{T\sum_{n=0}^{N-1} a_n^2}},$$

такой, что $\int_{-\infty}^{\infty} |S(t)|^2 \, dt = 1$;

f_0 – несущая частота;

$f_n = k\Delta f$ – где k код частоты сложного ЧМнС, задаваемый массивом Костаса.

На рис. 3 изображен сложный ЧМнС РЛС с параметрами $N = 7$, $f_n = \{4\Delta f, 7\Delta f, 1\Delta f, 6\Delta f, 5\Delta f, 2\Delta f, 3\Delta f\}$ (высокочастотное заполнение элементарных радиоимпульсов показано условно), и показано его топографическое представление на частотно-временной плоскости, причем на каждой временной позиции расположен лишь один элемент.

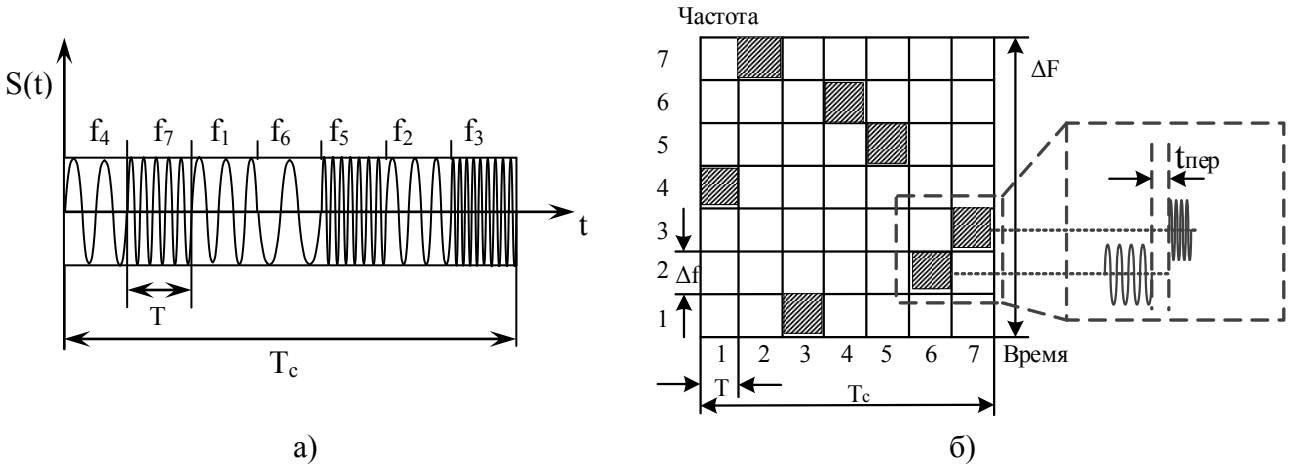


Рис. 3. Сложный ЧМнС (высокочастотное заполнение показано условно) (а) и его топографическое представление на частотно-временной плоскости (б)

Количество массивов Костаса в зависимости от размерности сложного ЧМнС представлено в табл. 1 [2–7].

Таблица 1

Количество массивов Костаса (*M*) в зависимости от размерности сложного ЧМнС (*N*)

N	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
M	4	12	40	116	200	444	760	2160	4368	7852	12828	17252	19612	21104

Из табл. 1 видно, что при 16 несущих частотах количество вариантов массивов Костаса превышает 21 000. На рис. 4 представлены графики зависимости вероятности совпадения кодовых конструкций от размерности сигнала для 3-х вариантов: совпадение сигналов двух РЛС из пяти, трех из 10-ти и четырех из 20-ти. Расчет производился по формуле биномиального распределения с использованием данных табл. 1.

На основании анализа рис. 4 можно сделать вывод, что при приеме группового сигнала от нескольких РЛС вероятность совпадения используемых ими кодовых конструкций крайне мала.

В настоящее время известны массивы Костаса для размерностей $N \leq 31$. Кодовые последовательности записывают строкой, в которой перечисляются номера используемых частот в порядке излучения [2–8].

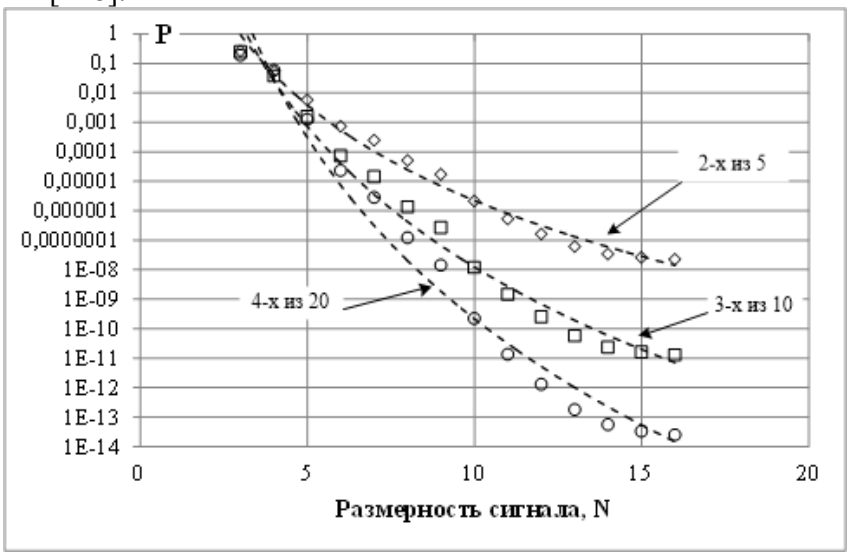
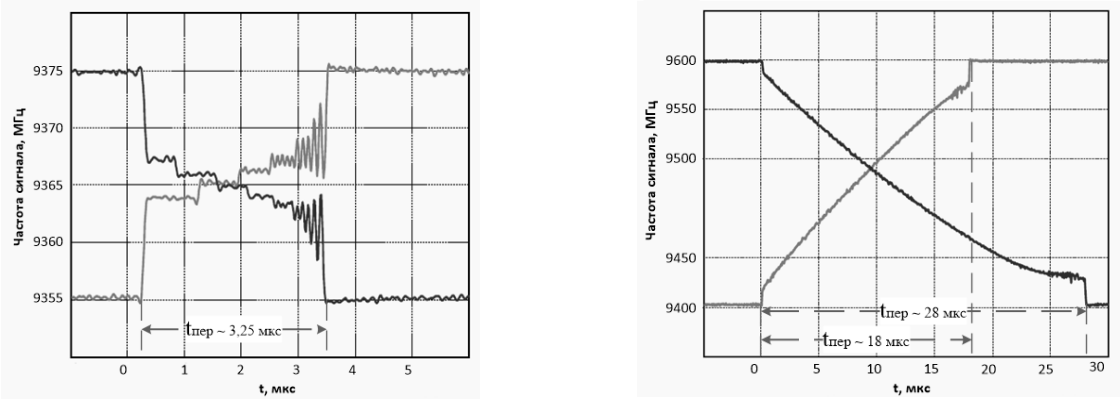


Рис. 4. Графики зависимости вероятности совпадения кодовых конструкций от размерности сложных ЧМнС: 2-х РЛС из 5-ти, 3-х РЛС из 10-ти, 4-х РЛС из 20-ти

Используемые частоты генерируются в РЛС прямыми цифровыми синтезаторами частот сложных ЧМнС, одним из важнейших параметров которых является время перестройки по частоте $t_{пер}$. На рис. 5 представлены осциллограммы процессов перестройки частоты синтезатора с шагом 20 МГц (рис. 5,а) и 200 МГц (рис. 5,б) [2–11].



а) *б)*

Рис. 5. Осциллограммы процессов перестройки частоты синтезатора сложных ЧМнС РЛС с шагом 20 МГц (а) и 200 МГц (б)

Из рис. 5 видно, что при увеличении шага перестройки в 10 раз (с 20 МГц до 200 МГц) продолжительность переходных процессов (время перестройки) увеличивается в 5,5 раз (с 3,25 мкс до 18 мкс) при перестройке вверх (с 9400 МГц на 9600 МГц) и в 8,6 раза (с 3,25 мкс до 28 мкс) при перестройке вниз (с 9600 МГц на 9400 МГц). Исходя из анализа рис. 5, можно сделать вывод, что продолжительность переходных процессов в синтезаторах частоты сложных ЧМнС РЛС значительно зависит от диапазона перестройки. Значение времени перестройки составляет от единиц до десятков микросекунд, что говорит о возможности измерения данного параметра сложного ЧМнС РЛС в средствах РТМ [2–11].

Значение интервала времени перестройки синтезатора частоты определим как разность между периодом следования элементарных радиоимпульсов $T_{сл.эл.ри}$ сложного ЧМнС и длительностью элементарного радиоимпульса T сложного ЧМнС: $t_{пер} = T_{сл.эл.ри} - T$. Исходя из этого относительная дисперсия $D_{tпер}$ оценки интервала времени перестройки синтезатора частоты сложного ЧМн сигнала будет равна сумме относительной дисперсии D оценки периода следования элементарных радиоимпульсов $T_{сл.эл.ри}$ сложного ЧМнС и относительной дисперсии D_T оценки длительности элементарного радиоимпульса T, то есть $D_{tпер} = D_T + D$. Если $D_{tпер} = \frac{26}{q^2}$, где q – отношение сигнал/шум, а $D = \frac{26}{q^2(N-1)}$, тогда при $N = 2$ получаем $D_{tпер} = 2D_T = \frac{52}{q^2}$ [12]. График зависимости относительной дисперсии оценки времени перестройки $D_{tпер}$ синтезатора частоты сложного ЧМнС РЛС от отношения сигнал/шум q представлен на рис. 6.

Выбор числа рабочих частот N и величины единичного скачка частоты Δf сложного ЧМнС определяется тактико-техническими требованиями и является одним из наиболее важных вопросов при проектировании РЛС. Данные параметры определяются исходя из требуемых тактических характеристик, таких как разрешающая способность по дальности и скорости. Разрешающая способность по скорости для РЛС со сложными ЧМнС определяется выражением $\delta V = \frac{c}{2NTf_0}$, а разрешающая способность по дальности – $\delta R = \frac{c}{2N\Delta f}$ [9, 12]. В авиационных системах дальнего радиолокационного обнаружения в режиме обнаружения

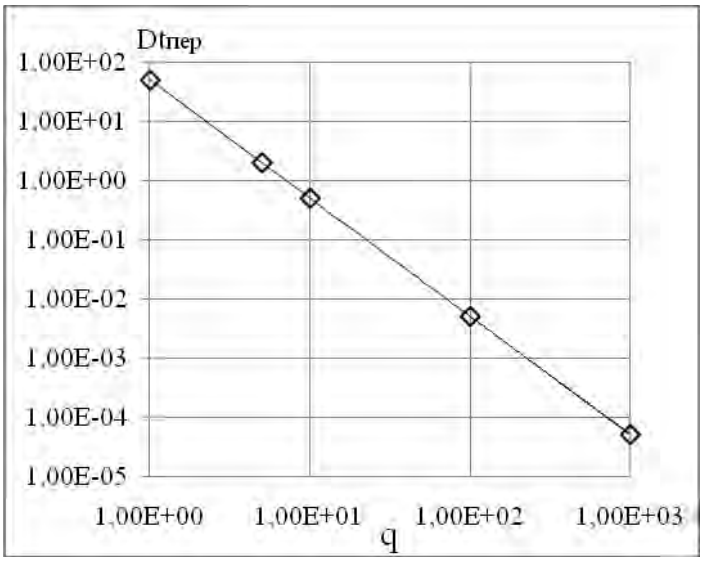


Рис. 6. График зависимости относительной дисперсии $D_{t\text{пер}}$ оценки времени перестройки синтезатора частоты сложного ЧМнС РЛС от отношения сигнал/шум q

воздушных целей величина единичного скачка частоты Δf сложного ЧМнС (шага сетки частот) выбирается исходя из условия статистической независимости сложных ЧМнС, соответствующих различным несущим частотам и равна $\Delta f \geq \frac{c}{l_{\text{цр}}} = \frac{300}{l_{\text{цр}}}$ МГц, где $l_{\text{цр}}$ – радиальная протяженность цели в метрах [9, 12]. Например, для обнаружения советского реактивного транспортного самолета Ан-225 «Мрія» (по кодификации НАТО: **Cossack** – «Казак», рис. 7), длина которого – 84 м, размах крыльев – 88,4 м, высота – 18,2 м, площадь крыла – 905 м^2, минимальная величина единичного скачка частоты сложного ЧМнС (шага сетки частот) должна составлять 3,4 МГц. В бортовых РЛС многофункциональных истребителей тактической авиации в режиме распознавания типа цели значение единичного скачка частоты сложного ЧМнС (шага сетки частот) должно быть в диапазоне 1–2 МГц [2–12].

*Рис. 7. Советский реактивный транспортный самолет Ан-225 «Мрія» (по кодификации НАТО: **Cossack** — «Казак»)*

Таким образом, в результате анализа принципов формирования сложных ЧМнС Костаса, были выявлены следующие особенности, которые возможно интерпретировать как новые вероятные признаки распознавания в средствах РТМ.

Во-первых, неразрывность фаз во всех элементарных радиоимпульсах сложного ЧМнС. Данная особенность является одним из главных требований, предъявляемых к устройству формирования сложных ЧМнС Костаса.

Во-вторых, одномоментное излучение только одной частотной компоненты элементарного радиоимпульса из состава сложного ЧМнС.

В-третьих, разность частот, излучаемых элементарными радиоимпульсами, которые образуют сложный ЧМнС, должна быть больше величины обратной длительности импульса. Эти меры обуславливают минимизацию уровня боковых лепестков тела неопределённости сложного ЧМнС.

В-четвертых, излучение сложного ЧМнС обеспечивается в режиме работы близком к непрерывному со скважностью элементарных импульсов близкой к единице. При этом алгоритмы обработки сложных ЧМнС основаны на принципе отказа от получения разрешения по дальности и скорости в процессе излучения сложного ЧМнС. Данные характеристики формируются одновременно, по результатам обработки всего сложного ЧМнС сразу. Время переключения между элементарными импульсами прямого цифрового синтезатора частоты формирования сложного ЧМнС, входящего в состав приёмно-передающих модулей активной фазированной решетки современных РЛС, находится в диапазоне от единиц до десятков микросекунд (в зависимости от диапазона перестройки).

В-пятых, ширина спектра элементарного радиоимпульса из состава сложного ЧМнС должна быть равна величине единичного скачка частоты для обеспечения неразрывности синтезируемого спектра. При этом каждый элементарный радиоимпульс сложного ЧМнС может иметь свою внутреннюю модуляцию.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагаются следующие новые признаки сложных ЧМнС для распознавания типов РЛС:

– количество элементарных радиоимпульсов N, образующих сложный ЧМнС (размерность сложного ЧМнС – количество частот);

– минимальная величина единичного скачка частоты $\Delta f = \frac{1}{T}$ сложного ЧМнС (шаг сетки частот);

– длительность элементарного радиоимпульса T сложного ЧМнС;

– длительность всего сложного ЧМнС $T_c = NT$;

– наличие и вид модуляции каждого элементарного радиоимпульса сложного ЧМнС;

– кодовая конструкция сложного ЧМнС;

– время перестройки $t_{пер}$ между частотами элементарных радиоимпульсов сложного ЧМнС.

Условие недопущения одновременного излучения нескольких сложных ЧМнС предлагается использовать в качестве гипотезы для оценки количества функционирующих РЛС.

Для проверки данной гипотезы необходимо разработать математическую модель, позволяющую производить измерение значений параметров вновь сформированных признаков распознавания типов РЛС со сложными ЧМнС при низком отношении сигнал/шум. Разработка такой математической модели является этапом дальнейших исследований в рамках данной предметной области.

Список используемых источников

1. *Мельников Ю.П.* Воздушная радиотехническая разведка (методы оценки эффективности). – М.: Радиотехника, 2005. – 304 с.

2. Обнаружение и анализ сигналов сложной структуры: учебник / под ред. А.И. Замарина. – МО РФ, 1996. – 522 с.

3. *Замарин А.И., Марков С.А.* Сигналы радиотехнических систем: учебное пособие. – СПб.: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2017. – 209 с.

4. *Еремеев И.Ю., Замарин А.И.* Структурный анализ сигналов со скачками частоты.: монография / под ред. А.И. Замарина. – Архангельск: Изд-во Архангельской государственной медицинской академии, 1999. – Ч. 1: Теоретические основы. – 140 с.

5. *Еремеев И.Ю.* Теоретические основы структурного анализа радиосигналов со сложной частотно-временной структурой: монография. – СПб.: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2015. – 226 с.

6. *Давыдов С.И., Замарин А.И., Сонников В.Г.* Подавление внеполосных помех методом вспомогательных трактов: деп. рукопись. – Л.: ВИКИ имени А. Ф. Можайского, 1974. – 14 л.

7. *Давыдов С.И., Замарин А.И.* Устройство нелинейного формирования идеальной частотной характеристики с регулируемой полосой и исключением внеполосного приема: деп. рукопись. – Л.: ВИКИ имени А. Ф. Можайского, 1974. – 11 л.

8. *Костас Дж. П.* Свойства сигналов с почти идеальной функцией неопределенности в координатах «дальность-доплеровская частота» // ТИИЭР. – 1984. – Т. 72, № 8. – С. 5–18.

9. Радиоэлектронные системы: Основы построения и теория: справочник. – 2-е изд., перераб. и доп. / под ред. *Я.Д. Ширмана*. – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.

10. Пат. 2454818 Российская Федерация, МПК *H04L 29/02* (2006.01), *H04K 3/00* (2006.01). Станция радиотехнического контроля / Заренков В .А., Заренков Д.В., Дикарев В.И., Маковский В.Н.; заявитель и патентообладатель(и) Заренков В.А., Заренков Д.В., Дикарев В.И., Маковский В.Н. – № 2010151876/08; заявл. 09.12.10; опубл. 27.06.12, Бюл. № 18. – 1 с.

11. Пат. 2365923 Российская Федерация, МПК *G01R 23/00* (2006.01). Устройство для распознавания радиосигналов / Лихачев В.П., Нелюбов Д.М., Сазонов К.В., Уткин В.В., Чеботарь И.В., Нырцов А.Н., Сорокин С.В., Дикарев В.И.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Военный авиационный инженерный университет» (г. Воронеж) МО РФ. – № 2008127146/28; заявл. 03.07.08; опубл. 27.08.09, Бюл. № 24. – 1 с.

12. *Тихонов В.И., Харисов В.Н.* Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем: учебное пособие для вузов. – 3-е изд. – М.: Горячая линия – Телеком, 2014. – 608 с.

О.А. Скоробогатова,
кандидат техн. наук, доцент

ОСОБЕННОСТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ДИФРАКЦИИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ВОЛН НА КОНЕЧНЫХ ИМПЕДАНСНЫХ КЛИНОВИДНЫХ СТРУКТУРАХ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ О РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ СРЕДСТВ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ

Разработана методика расчета поля дифракции плоской электромагнитной волны (ЭМВ) на импедансном клине большого электрического размера с конечной гранью на основе метода Зоммерфельда-Малюжинца. Особенность данной методики заключается в полученном решении для парциальных волн, позволяющем учесть рассеяние волн, возникающее в результате электродинамического взаимодействия ребра и острой кромки клина.

Ключевые слова: импедансный клин, метод Зоммерфельда-Малюжинца, рассеяние на острой кромке.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ существующих и перспективных систем вооружений показывает, что особое место в создании и развитии средств вооружения и военной техники приобретает информация о характеристиках рассеяния средств воздушного и космического нападения (СВКН), а также наземной военной техники [1].

Моделирование рассеивающих свойств объектов требует априорной информации о радиолокационных характеристиках лоцируемых объектов с учетом нерегулярности граничной поверхности, наличия радиопоглощающих покрытий (РПП) и возможной разнесенности приема.

В основе многих практических приложений при определении априорной информации о радиолокационных характеристиках лоцируемых объектов лежат результаты исследования полей дифракции электромагнитных волн на импедансных и диэлектрических многогранниках, являющихся электродинамическими моделями воздушных и космических объектов и имеющих клиновидные образования: острые кромки, ребра, изломы поверхности, периодические ребристные структуры [1–2]. Следовательно, исследование дифракции ЭМВ на конечных клиновидных структурах имеет весьма важное прикладное значение при определении электромагнитного поля (ЭМП), возбуждаемого реальными образцами современного вооружения и военной техники.

Один из существенных результатов решения задачи дифракции на клиновидной структуре на основе метода Зоммерфельда-Малюжинца был получен доктором технических наук Сташкевичем Александром Ивановичем [2]. Однако, приведенные решения характерны для полубесконечного импедансного клина, что в ряде случаев не может быть применимо с практической точки зрения. Необходимо разработать методику расчета поля дифракции плоской ЭМВ на конечном импедансном клине, учитывающую рассеяние волн, возникающее в результате электродинамического взаимодействия ребра и острых кромок. Главной электродинамической моделью, лежащей в основе данной методики, является дифракция плоской ЭМВ на импедансном клине большого электрического размера с конечными гранями.

АНАЛИЗ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ДИФРАКЦИИ ЭМВ НА ИМПЕДАНСНОЙ КЛИНОВИДНОЙ СТРУКТУРЕ С ПОЛУБЕСКОНЕЧНЫМИ ГРАНЯМИ

Решение задачи дифракции ЭМВ на импедансной клиновидной структуре с полубесконечными гранями в дальней зоне приведено в книге [2] для «магнитного» случая, когда вектор напряженности магнитного поля падающей волны ориентирован параллельно ребру, и представляет собой суперпозицию следующих типов волн (рис. 1):

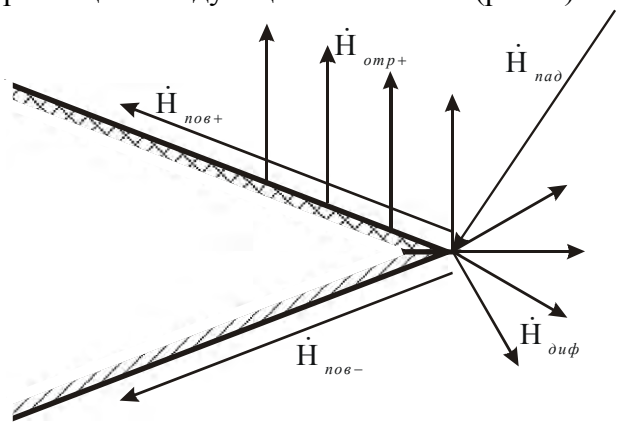


Рис. 1. Типы волн, образующиеся в результате дифракции на полубесконечном импедансном клине

$$\dot{H}_{z\ \text{имп.кл.}} = \dot{H}_{z\ \text{пад}} + \sum_n \dot{H}^{(m)}_{z\ \text{отр}} + \dot{H}_{z\ \text{диф}} + \dot{H}_{z\ \text{пов}\pm}, \tag{1}$$

где $\dot{H}_{z\ \text{пад}}$ – компонента вектора напряженности магнитного поля падающей волны,

$$\dot{H}_{z\ \text{пад}} = \dot{A} \cdot \exp\left(-ikr\cos(\varphi - \varphi_0)\right); \tag{2}$$

$\sum_n \dot{H}^{(m)}_{z\ \text{отр}}$ – компонента вектора напряженности магнитного поля плоских волн, отраженных и переотраженных импедансными гранями клина,

$$\sum_n \dot{H}^{(n)}_{z\ \text{отр}} = \sum_n (-1)^n \dot{A} \frac{\Psi\left((-1)^n \varphi_0 + 2n\Phi\right)}{\Psi(\varphi_0)} \times, \\ \times \exp\left(-ikr\cos\left(\varphi - (-1)^n \varphi_0 - 2n\Phi\right)\right), \tag{3}$$

в данном выражении $n = \pm 1, \pm 2, \ldots$;

$\dot{H}_{z\ \text{диф}}$ – компонента вектора напряженности магнитного поля цилиндрической волны, возбуждаемой и рассеянной в пространстве ребром клина при падении на него плоской волны,

$$\dot{H}_{z\ \text{диф}} = A \frac{\pi \cos\dfrac{\pi\varphi_0}{2\Phi}}{2\Phi\Psi(\varphi_0)} \cdot \frac{e^{j\cdot\left(kr + \frac{\pi}{4}\right)}}{\sqrt{2\pi kr}} \times \\ \times \left[\frac{\Psi(\varphi - \pi)}{\sin\left(\dfrac{\pi(\varphi - \pi)}{2\Phi}\right) - \sin\left(\dfrac{\pi\varphi_0}{2\Phi}\right)} - \frac{\Psi(\varphi + \pi)}{\sin\left(\dfrac{\pi(\varphi + \pi)}{2\Phi}\right) - \sin\left(\dfrac{\pi\varphi_0}{2\Phi}\right)} \right]; \tag{4}$$

$\dot{H}_{z\ \text{пов}\pm}$ – компонента вектора напряженности магнитного поля поверхностных волн, распространяющихся продольно от ребра вдоль импедансных граней,

$$\dot{H}_{z\ \text{пов}.\pm} = 2\dot{A}\sin\frac{\pi^2}{4\Phi}\cos\frac{\pi\varphi_0}{2\Phi}\frac{\Psi_\Phi\left(2\Phi-\frac{\pi}{2}\right)\cdot\Psi\left(\pm\left(\Phi+\pi+\nu_\pm\right)\right)}{\Psi\left(\varphi_0\right)\left[\cos\frac{\pi}{2\Phi}\left(\pi+\nu_\pm\right)+\sin\frac{\pi\varphi_0}{2\Phi}\right]}\times$$

$$\times\exp\left(ikr\cos\left(\Phi+\nu_\pm\mp\varphi\right)\right); \qquad (4)$$

φ_0 – угол падения плоской ЭМВ на импедансный клин, $\left|\varphi_0\right|\le\Phi$;

$\dot{A}$ – комплексная амплитуда падающей волны;

$\Psi(\alpha)$ – функция Малюжинца, которая определяется формулой

$$\Psi(\alpha)=\Psi_\Phi\left(\alpha+\Phi+\frac{\pi}{2}-\nu_+\right)\cdot\Psi_\Phi\left(\alpha-\Phi-\frac{\pi}{2}+\nu_-\right)\times$$

$$\times\Psi_\Phi\left(\alpha+\Phi-\frac{\pi}{2}+\nu_+\right)\cdot\Psi_\Phi\left(\alpha-\Phi+\frac{\pi}{2}-\nu_-\right). \qquad (5)$$

Здесь $\Psi_\Phi(z)$ – специальная функция Малюжинца,

$$\Psi_\Phi(z)=\exp\left(-\frac{1}{2}\int_0^\infty\frac{ch(zs)-1}{s\cdot ch\left(\frac{\pi s}{2}\right)\cdot sh(2\Phi s)}ds\right). \qquad (7)$$

Решение приведено в цилиндрической системе координат (r,φ,z) так, чтобы ось Oz совпадала с ребром клина. Положение граней определяется уравнением $\varphi=\pm\Phi$, где $\Phi\in[0,\pi]$. Положение источника излучения определяется координатами (r_0,φ_0), а координаты точки наблюдения – (r,φ), где $|\varphi|\le\Phi$. Данное решение возможно при выполнении условия $kr>>1$, то есть в дальней зоне относительно ребра клина.

Задача дифракции сводится к определению продольных составляющих $\dot{H}_z(r,\varphi)$. При этом остальные составляющие векторов напряженности электромагнитных полей определяются с помощью уравнений Максвелла [3]:

$$\operatorname{rot}\dot{\vec{E}}=i\omega\mu\vec{H};$$

$$\operatorname{rot}\dot{\vec{H}}=-i\omega\varepsilon\dot{\vec{E}}. \qquad (8)$$

Здесь и далее подразумевается, что зависимость от времени определяется множителем $e^{j\omega t}$.

Приведенное решение задачи дифракции для «магнитного» случая для клиновидной области $-\Phi\le\varphi\le+\Phi$ должно удовлетворять уравнению Гельмгольца [3]

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(r\frac{\partial\dot{F}_z}{\partial r}\right)+\frac{1}{r^2}\frac{\partial^2\dot{F}_z}{\partial\varphi}+k^2\dot{F}_z=0, \qquad (9)$$

где k – волновое число, $k=\omega\sqrt{\varepsilon\mu}$;

$\dot{F}_z$ – составляющая магнитного (или электрического) вектора.

Кроме того, указанная функция должна удовлетворять однородным импедансным условиям на полубесконечных гранях для «магнитного» случая

$$\frac{1}{r}\frac{\partial\dot{H}_z}{\partial\varphi}-ik\sin\nu_\pm^H\dot{H}_z=0,\quad \varphi=\pm\Phi. \qquad (10)$$

Здесь $\sin \nu_{\pm}^{\text{Н}} = \dfrac{Z_{\pm}}{Z_0}$ ($\nu_{\pm}^{\text{Н}} = \xi'_{\pm} - \xi''_{\pm}$; $\xi'_{\pm} \geq 0$, $\xi''_{\pm} \geq 0$), где Z_0 – волновое сопротивление свободного пространства ($Z_0 = 120\,\pi\,[\text{Ом}]$); $Z_{\pm}$ – поверхностные импедансы граней.

Решение задачи дифракции ЭМВ на импедансной клиновидной структуре с полубесконечными гранями для «электрического» случая, когда вектор напряженности электрического поля падающей волны ориентирован параллельно ребру, решается аналогичным образом.

Рассмотрим структуру выражений (2)–(5) и проанализируем их электродинамический смысл.

Анализ структуры фазового множителя в (2) показывает, что это слагаемое определяет напряженность магнитного поля падающей ЭМВ, приходящей в точку наблюдения под углом φ_0. Эйконал для падающей волны $S_{\text{пад}} = r\cos(\varphi - \varphi_0)$. Если $|\varphi - \varphi_0| > \pi$, то это означает, что точка наблюдения находится в области тени.

Рассмотрим структуру выражения (3). Эйконал $S_{\pm} = r\cos(-\varphi - \varphi_0 \pm 2\Phi)$ в фазовом множителе (3) соответствует лучу, попавшему в точку наблюдения после отражения от импедансной грани. Функции вида

$$R_{\pm} = \frac{\Psi(-\varphi_0 \pm 2\Phi)}{\Psi(\varphi_0)} \tag{11}$$

определяют коэффициенты отражения плоской ЭМВ, попавших в точку наблюдения после отражения от граней клина $\varphi = \pm\Phi$. Исходя из сказанного, $\dot{\text{H}}_{z\ \text{отр}\pm}$ можно представить в виде

$$\dot{\text{H}}_{z\ \text{отр}\pm} = -\dot{\text{A}}\,\frac{\Psi(-\varphi_0 \pm 2\Phi)}{\Psi(\varphi_0)}\exp\left(-\text{i}kr\cos(-\varphi - \varphi_0 \pm 2\Phi)\right). \tag{12}$$

Области распространения отраженных ЭМВ определяются системой неравенств

$$\left|-\varphi + (-1)^n\varphi_0 + 2n\Phi\right| < \pi, \quad |\phi| \leq \Phi. \tag{63}$$

Слагаемые в (3), соответствующие $n = -1, -2, \ldots$, описывают отражения от грани $\varphi = -\Phi$, а соответствующие $n = 1, 2, \ldots$ – отражения от грани $\varphi = \Phi$. Если для некоторого n характерно следующее условие $\left|-\varphi + (-1)^n\varphi_0 + 2n\Phi\right| > \pi$, то, в этом случае, точка наблюдения находится вне области распространения соответствующей отраженной ЭМВ. Отметим, что в случае клиновидной впадины (рис. 2) при уменьшении Φ возрастает количество слагаемых в сумме для выражения (3).

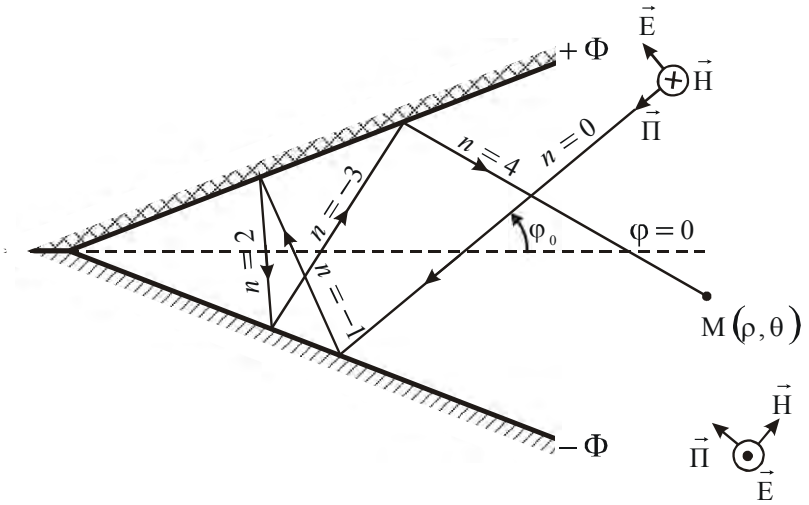


Рис. 2. Отражение ЭМВ от граней импедансного клина

Амплитудный множитель в (4) имеет смысл характеристики рассеяния ребра клина, поэтому составляющая поля (4) называется иначе «оптической дифракционной составляющей».

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ДИФРАКЦИИ ЭМВ НА ИМПЕДАНСНОЙ КЛИНОВИДНОЙ СТРУКТУРЕ С КОНЕЧНЫМИ ГРАНЯМИ

Теперь рассмотрим, как меняется расчет поля дифракции, если клин имеет импедансные грани конечной длины [4–7]. Пусть выпуклый клин образован двумя гранями длиной L с общим ребром. Положение граней определяется уравнениями $\varphi = \pm\Phi$, где $\Phi \in [0, \pi]$.

Вычисление ЭМП в данной постановке можно осуществить на основе принципа эквивалентных токов и соотношений для комплексных амплитуд проекций векторов поля в дальней зоне [3]:

$$\left.\begin{aligned} \dot{E}_\theta &= -\frac{i}{2\lambda}\left(Z_0\dot{N}_\theta + \dot{L}_\varphi\right)\frac{e^{-ikr}}{r} \\ \dot{E}_\varphi &= -\frac{i}{2\lambda}\left(Z_0\dot{N}_\varphi + \dot{L}_\theta\right)\frac{e^{-ikr}}{r} \\ \dot{H}_\theta &= -\frac{\dot{E}_\varphi}{Z_0}, \quad \dot{H}_\varphi = -\frac{\dot{E}_\theta}{Z_0} \end{aligned}\right\}, \tag{14}$$

где $N_\theta, N_\varphi, L_\theta, L_\varphi$ – проекции векторов излучения;

r – расстояние до точки наблюдения.

Выражение для комплексного вектора излучения имеет вид:

$$\left.\begin{aligned} \dot{\vec{N}}_s &= \vec{i}_s \int_S \dot{\vec{j}}_s \cdot e^{ikr'\cos\psi}\, dS \\ \dot{\vec{L}}_s &= \vec{i}_s \int_S \dot{\vec{j}}_s \cdot e^{ikr'\cos\psi}\, dS \end{aligned}\right\}, \tag{15}$$

где $\dot{\vec{j}}_s$ – поверхностный электрический ток;

r' – расстояние от начала координат до произвольной точки Q на грани S (рис. 3).

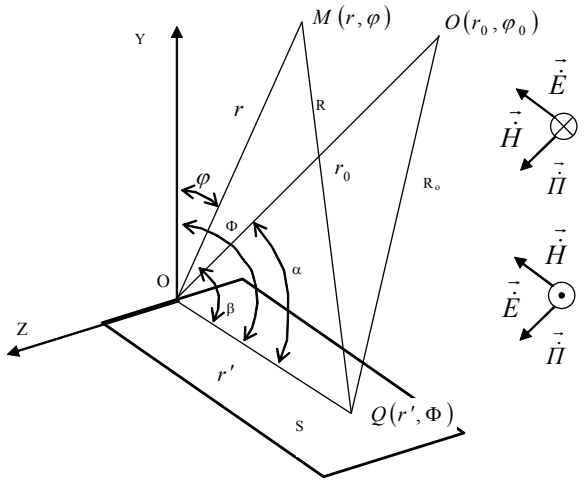


Рис. 3. Излучение площадки прямоугольной форм:
$O(r_o, \varphi_o)$ – направление падающей волны, $M(r, \varphi)$ – направление отраженной волны

Для аппроксимации вектора плотности поверхностного тока $\dot{\bar{j}}_s$ воспользуемся контурным интегралом Зоммерфельда, определяемым выражением

$$p(r,\varphi) \cong \int_S e^{ikr\cos\alpha} \cdot S(\alpha+\varphi)\,dS, \tag{16}$$

где $S(\alpha+\varphi)$ – трансформанта Зоммерфельда;

r – расстояние до точки наблюдения.

Для рассматриваемого типа волны значение угла α вытекает из геометрии задачи, при этом трансформанта Зоммерфельда равна $\dfrac{\psi(\varphi_0 \pm 2\Phi)}{\psi(\varphi_0)}$.

На основе принципа эквивалентных токов поверхностный электрический ток равен

$$\dot{\bar{j}}_s = \begin{cases} \bar{i}_x \dot{H}_0 & \text{на } S_{0,} \\ 0 & \text{на } S_1 \end{cases}, \tag{17}$$

где S_0, S_1 – «освещенная» и «теневая» поверхности грани.

С учетом (16) комплексный вектор излучения преобразуется к виду:

$$\dot{\bar{N}} = \frac{\psi(\varphi_0 \pm 2\Phi)}{\psi(\varphi_0)} \int_S e^{ikr'(\cos(\Phi-\varphi)+\cos(\Phi-\varphi_0)} dS \tag{18}$$

Конечное выражение для комплексного вектора напряженности магнитного поля отраженной волны будет иметь вид

$$\dot{H}_{z\ \text{отр}\pm} = -2\dot{A}\,\frac{\Psi(-\varphi_0 \pm 2\Phi)}{\Psi(\varphi_0)} \operatorname{sinc}\left(kL/2\left[(\cos(\varphi \pm \Phi) + (\cos(\varphi \mp \Phi)\right]\right), \tag{19}$$

где L – длина грани.

В частных случаях: при $\Phi = \dfrac{\pi}{2}$ клин «разворачивается» в пластину длинной $2L$, при $\upsilon_\pm = 0$ грань «становится» идеально проводящей, при $\varphi_0 = \varphi$ «получаем» моностатический вариант. При этом, как и в случае полубесконечного клина, необходимо определить комплексные амплитуды волн: отраженных, переотраженных от граней, дифракцию на ребре поверхностных волн, распространяющихся при соответствующих условиях вдоль граней, волн рассеянных ребром и острой кромкой. Следует отметить, что в случае конечной длины граней клина электродинамическое взаимодействие ребра и кромки сложнее, чем на полубесконечной уголковой структуре. Это связано с тем, что на кромках клина дифрагируют как отраженные, так и переходящие поверхностные волны. Процесс разветвляется и приводит к весьма громоздким соотношениям. Однако, проведенные численные оценки интенсивности парциальных волн показывают, что достаточно учесть дифракционные поля первого и второго порядка, поскольку наблюдается существенное падение напряженности по мере возрастания порядка, а наличие даже малой действительной части импеданса приводит к быстрому затуханию поверхностных волн.

Обобщенная форма решения задачи дифракции ЭМВ на импедансом клине с конечными гранями соответствует выражению:

$$\dot{H}_{z\ \text{имп.кл.}} = (\dot{H}_{z\ \text{пад}} + \sum_n \dot{H}_{z\ \text{отр}\pm} + \dot{H}_{z\ \text{диф}} + \dot{H}_{z\ \text{пов}\pm} + \dot{H}_{z\ \text{пов_диф}\pm}) f(\gamma), \tag{20}$$

где $\dot{H}_{z\ \text{пов_диф}\ \pm}$ – компонента вектора напряженности магнитного поля поверхностной волны, дифрагирующей на острой кромке ($\dot{H}_{z\ \text{пов_диф}\ \pm} = D_\pm \dot{H}_{z\ \text{пов_}\pm}$);

$D_\pm$ – коэффициент дифракции;

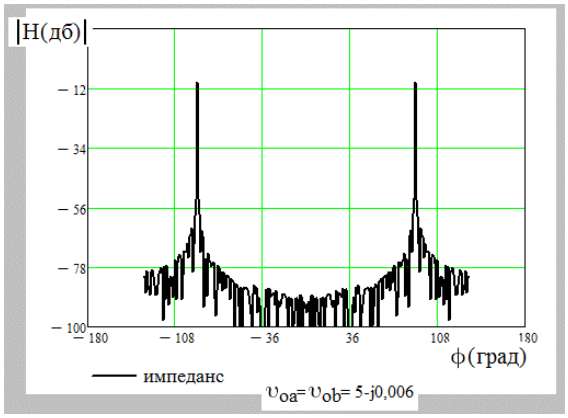
$f(\gamma)$ – коэффициент, учитывающий конечную длину грани клина, определяемый по формуле:

$$f(\gamma) = \mathrm{sinc}\left(kL/2\left[\left(\cos(\varphi \pm \Phi)+\left(\cos(\varphi \mp \Phi)\right)\right]\right)\exp\left(-ikL\cos\left(\Phi - \frac{\varphi_0+\varphi}{2}\right)\cos\left(\frac{\varphi_0-\varphi}{2}\right)\right). \quad (21)$$

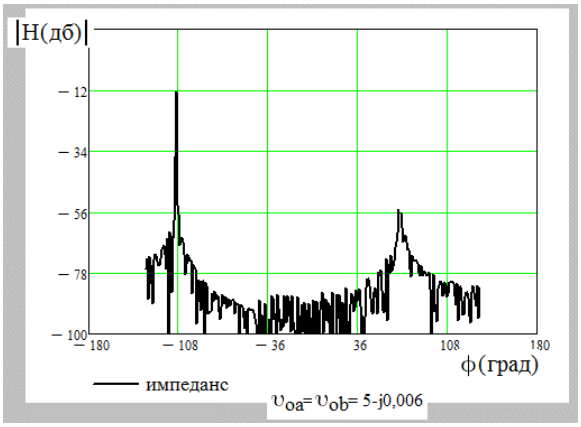
РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Рассмотрим следующий пример. Пусть импедансный выпуклый клин с размерами $L = 13\lambda$ и $\Phi = 3/4\pi$ возбуждается плоской электромагнитной волной Н-поляризации, падающей перпендикулярно ребру. Значения выбранного импеданса соответствуют типовому композитному материалу, применяемому в космической технике. Излучение соответствует х-диапазону.

Амплитуда падающей плоской волны – единица. Точка наблюдения находится в дальней зоне. Результаты численных расчетов представлены на рисунках 4–8.



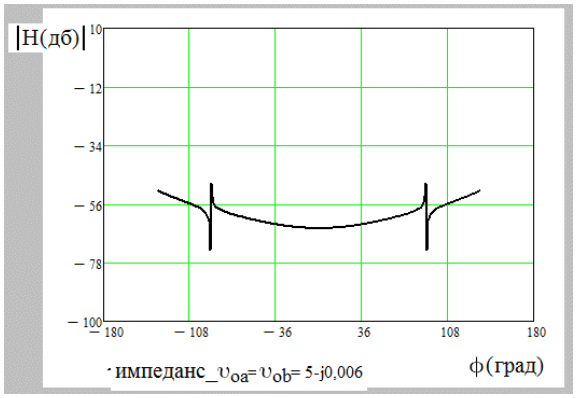
а)



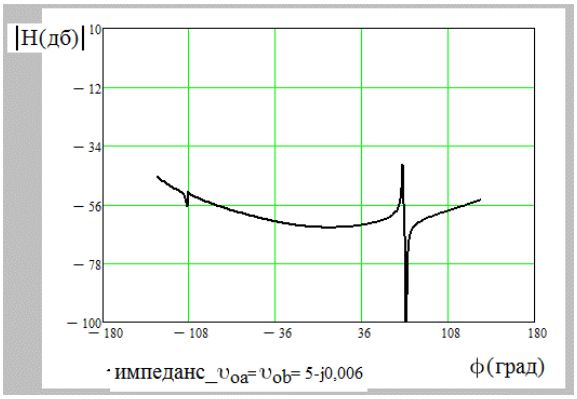
б)

Рис. 4. Поле отраженных волн:

а – при нулевом направлении прихода падающей волны;
б – при двадцатиградусном направлении прихода падающей волны



а)



б)

Рис. 5. Поле дифракции на ребре:

а – при нулевом направлении прихода падающей волны;
б – при двадцатиградусном направлении прихода падающей волны

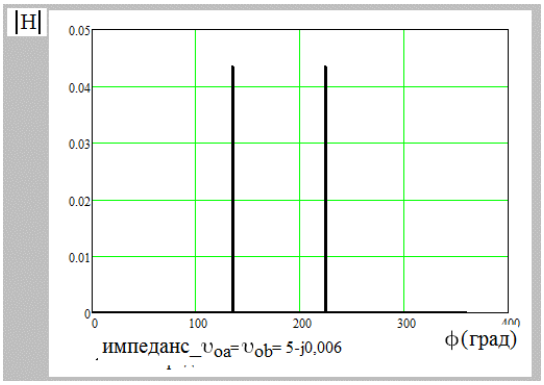


Рис. 6. Поле поверхностных волн, распространяющихся вдоль граней клина

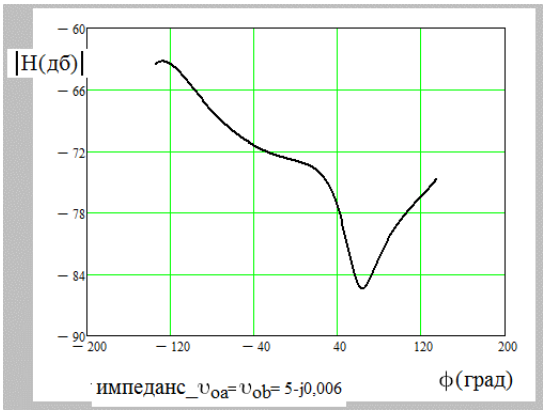
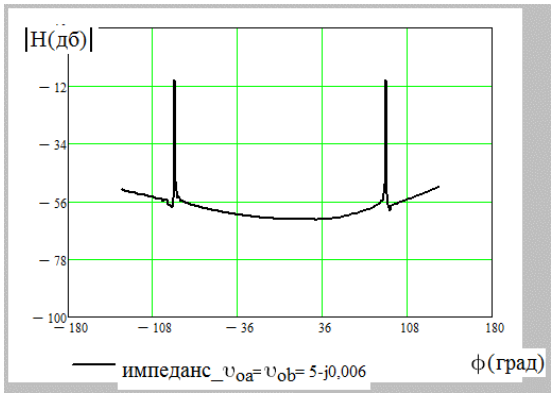
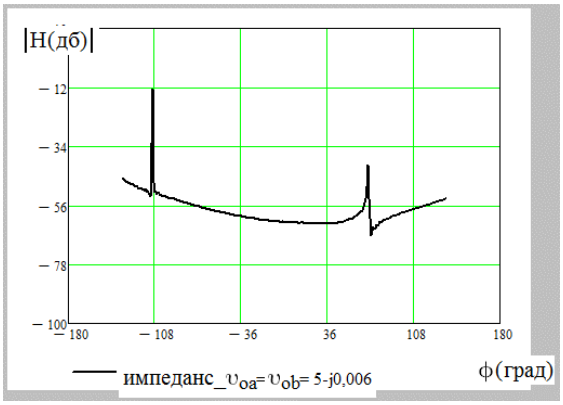


Рис. 7. Поле дифракции поверхностной волны на кромке



а)



б)

Рис. 8. Суммарное поле дифракции:
а – при нулевом направлении прихода падающей волны;
б – при двадцатиградусном направлении прихода падающей волны

Математическое моделирование поля дифракции на импедансном клине с конечными гранями подтверждает следующие закономерности:

– интерференционная структура поля в освещенной области зависит от уровня отраженных и дифракционных волн (см. рис. 4, 5, 7);

– минимум амплитуды поля дифракции ЭМВ, рассеянного в пространство клином, как правило, соответствует углу φ_o, т.е. поле достигает наименьшей амплитуды в направлении на источник (рис. 8);

– уровень напряженности поля в зоне глубокой тени определяется, в основном, дифракционной составляющей поля, возникающей в результате электродинамического взаимодействия ребер и кромок клина (см. рис. 5–7).

Таким образом, методика вычисления поля дифракции плоской ЭМВ на импедансном клине большого электрического размера с конечными гранями включает в себя:

–вычисление следующих типов волн: падающей, отраженных и переотраженных импедансными гранями клина, рассеянной в пространстве ребром клина, а также поверхностных волн, распространяющихся продольно от ребра вдоль импедансных граней и дифрагирующих на острой кромке, выполняется с использованием выражений (2), (3) с учетом формулы (19), (4) и (5);

– полное решение задачи дифракции ЭМВ на импедансом клине с конечными гранями осуществляется по формуле (20).

Данная методика позволяет анализировать амплитудные и поляризационные характеристики дифракционных полей, исследовать свойства и поведение поверхностных волн. Например, с ее помощью можно спрогнозировать ЭПР типового объекта в квазиоптическом диапазоне частот.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Задача определения априорной информации о радиолокационных характеристиках современных и перспективных средств вооружения и военной техники может быть решена, в ряде случаев, на основе исследований полей дифракции ЭМВ на конечных клиновидных структурах в квазиоптическом диапазоне частот.

В результате проведенных исследований:

– уточнены соотношения для расчета парциальных составляющих поля дифракции от импедансного клина большого электрического размера с конечными гранями;

– разработана методика вычисления поля дифракции плоской ЭМВ на импедансном клине большого электрического размера с конечными гранями, позволяющая учесть рассеяние волн, возникающее в результате электродинамического взаимодействия ребра и острых кромок.

Список используемых источников

1. Рассеяние электромагнитных волн воздушными и наземными радиолокационными объектами: монография / О.И. Сухаревский, В.А. Василец, С.В. Кукобко и др. / под ред. О.И.Сухаревского. – Х.: ХУПС, 2009. – 468 с.

2. *Бендерский Г.П., Крячко А.Ф., Сташкевич А.И., Шалдаев С.Е.* Рссеяние электромагнитных волн на радиолокационных отражателях сложной формы. – СПб.: ВКА им. А.Ф.Можайского, 2005 г. – 480 с.

3. *Гольдштейн Л.Д., Зернов Н.В.* Электромагнитные поля и волны. – М.: Советское радио, 1971. – С.664.

4. *Зикратов И.А., Скоробогатова О.А., Сташкевич А.И.* Численное решение квазитрехмерной задачи дифракции плоских электромагнитных волн на конечных клиновидных

структурах с импедансными граничными условиями //Труды Российской инженерной академии наук. – СПб: РИАН, 2002. – Вып. №251.

5. *Скоробогатова О.А.* Расчет поля дифракции на криволинейной двумерной модели с импедансным покрытием» (Evaluation of diffraction field on curved twofold model with impedance surface) //Актуальные проблемы защиты и безопасности: Труды X Всеросийской научно-практической конференции. Бронетанковая техника и вооружение, т.3. – СПб.: РАРАН, 2007.

6. *Нарбут В.П.* Дифракция плоской волны на клине с конечной гранью. // Радиофизика. – 1975. – Т.XVIII, №7. – С. 1019–1024.

7. *Osipov A., Hongo K., Kobayashi H.* High-frequency approximations for electromagnetic field near a face of an Impedance wedge // Journal IEEE Transactions on Antennas and Propagation. – 2002. – Vol. 50, № 7. – P. 930–940.

С.С. Андрушкевич,
кандидат военнных наук, доцент;
И.И. Захарчук,
кандидат техн. наук;
С.В. Новиков,
кандидат военных наук, доцент

МЕТОДИКА ЗАЩИТЫ МАРШРУТИЗАЦИИ В БЕСПРОВОДНЫХ ЭПИЗОДИЧЕСКИХ СЕТЯХ

В статье проведен анализ мультикастовых протоколов, использующих свойство радиоволн к изотропному распространению в пространстве. Они позволяют широковещательно распространять информацию сразу для большого числа абонентов. Предложен вариант проведения атакующих воздействий на маршрутизацию протокола ODMRP и методика защиты от этих воздействий.

Ключевые слова: самоорганизующаяся беспроводная сеть мобильных устройств, безопасность, протокол, передача информации, воздействие, ретрансляция, маршрутизация.

ВВЕДЕНИЕ

В современном мире стремительное развитие вычислительных и телекоммуникационных технологий требует постоянного поиска путей качественного решения возникающих вопросов обеспечения пропускной способности каналов связи, отказоустойчивости, скорости и трудоемкости развертывания и эксплуатации, обеспечения высокой мобильности пользователей. Использование парадигмы «проводного интернета» при организации беспроводной связи несет с собой ряд фундаментальных ограничений, таких, как нерациональное использование радиоспектра, наличие единых точек отказа в виде базовых станций и точек доступа. Одним из решений указанных проблем может стать использование беспроводных эпизодических сетей, также называемых MANET (Mobile Ad-Hoc NETwork).

БЕСПРОВОДНЫЕ ЭПИЗОДИЧЕСКИЕ СЕТИ

MANET – это самоорганизующаяся беспроводная сеть мобильных устройств, в которой каждый участник является ретранслятором сообщений. Выделенная специализированная инфраструктура, предназначенная для обеспечения функционирования сети, отсутствует. Каждый узел выполняет функции маршрутизатора и ретранслятора, участвуя в передаче информации от других узлов, при этом фиксированные маршруты между узлами не определяются. Мобильность всех узлов предопределяет динамическую структуру топологии сети – каждый узел может перемещаться, меняя своих соседей, а также в любой момент времени отключиться от сети или подключиться вновь. Поэтому такая сеть должна автоматически, без участия пользователя, следить за состоянием маршрутов и при необходимости реконфигурировать их.

Сети MANET обладают такими качествами, как высокая устойчивость работы при внешних воздействиях на сеть, высокая скорость развертывания за счет самоорганизации сети и отсутствия этапа подготовки инфраструктуры, низкая стоимость поддержания сети, высокая живучесть. Кроме того, ретрансляционный подход позволяет уменьшить мощность передающей аппаратуры для достижения требуемой дальности передачи сообщений (табл. 1). Указанные факторы предопределяют заманчивость использования данного вида беспроводных сетей в военной сфере. Интерес к MANET возрастает с каждым годом, агентство DARPA

также активно продвигает исследования в данной области. В военной сфере основная возлагаемая на MANET функция – информационное обеспечение сил и средств уровня тактического звена.

Таблица 1

Сравнительные характеристики сотовых сетей и MANET

Характеристика	Сотовые сети	MANET
Архитектура	Фиксированная зона обслуживания, стационарные базовые станции	Отсутствие фиксированной инфраструктуры, каждый узел является маршрутизатором (ретранслятором) сообщений
Тип топологии	Статическая, мобильны лишь оконечные абоненты в рамках зоны покрытия статичных базовых станций	Случайная, высокодинамичная, адаптация топологии к конкретным решаемым задачам
Время развертывания	Очень длительное, необходим этап проектирования и развертывания сети	Быстрое развертывание, самоорганизация сети, легкость наращивания
Тип управления	Централизованное	Децентрализованное
Мобильность	Мобильны только абоненты внутри зоны покрытия стационарных базовых станций	Мобильны все элементы сети
Живучесть	Низкая	Высокая
Область использования	Тыловые подразделения, специальные и антитеррористические операции	Полномасштабные боевые действия, чрезвычайные ситуации, стихийные бедствия

Ввиду мобильности абонентов топология сети постоянно меняется, поэтому маршрутизация сообщений в таких сетях требует особого подхода по сравнению с традиционными централизованными сетями. Учитывая тот факт, что сеть может являться гетерогенной, (в её состав могут входить устройства с различными вычислительными и коммуникационными возможностями), процесс автоматического поддержания работы сети требует нетривиального алгоритмического обеспечения.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАЩИТЫ СЕТЕЙ MANET ОТ ВОЗМОЖНЫХ АТАКУЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Вопросы обеспечения безопасности сетей MANET являются одной из основных проблем, затрудняющих их широкое распространение. Вопросам безопасности MANET уделено большое количество работ [1, 2, 3, 4]. Уязвимости протоколов маршрутизации в MANET являются следствием недоверенности среды передачи информации (общедоступности) и отсутствия выделенных регуляторов информационного обмена в сети. Распределение задач поиска маршрута, его поддержания, обнаружения и нейтрализации сетевых атак – всех тех задач, которые в традиционных проводных сетях возлагаются на специализированную сетевую инфраструктуру, существенно затрудняет контроль и управление сетевыми процессами.

Немаловажным фактором в обеспечении информационной безопасности в традиционных централизованных сетях является понятие доверия, которое определяет существование чётко

определенной корневой доверенной инфраструктуры. Концепция сетей MANET в общем случае не предполагает наличие абонентов, исполняющих функции корневых центров доверия.

Проведенный анализ позволил выделить основные виды атакующих воздействий в сетях MANET (табл. 2).

Таблица 2

Виды атакующих воздействий в сетях MANET

Название	Содержание атакующих воздействий	Результат
Атакующие воздействия на маршрутизацию		
Blackhole (Черная дыра)	Изменение существующих маршрутов на маршрут через атакующего. Отказ в ретрансляции любых пакетов, кроме пакетов маршрутизации	Нарушение передачи данных во всей сети или между конкретными узлами
Grayhole (Серая дыра)	От атаки «черная дыра» отличается тем, что полученные пакеты отбрасываются с некоторой вероятностью отличной от 1, что значительно затрудняет обнаружение факта атаки	Снижение эффективности функционирования сети
Wormhole (белая дыра)	Два зловредных узла в различных сегментах сети создают сетевой туннель между собой. Поскольку прошедшие туннель пакеты не отражают реальную длину пройденного маршрута, кратчайший маршрут между сегментами сети начинает пролегать через эти два зловредных узла. Далее происходит атака «человек посередине» Man-In-The-Middle (MITM)	Прослушивание, модификация или нарушение передачи информации между узлами или сегментами сети
Rushing attack (рывок)	Подделка ответа легитимного узла при выполнении операции обнаружения маршрута к нему и отправка ответа раньше, чем это сделает легитимный узел-получатель узлу-отправителю, инициировавшему поиск. В результате, операция обнаружения маршрута будет нарушена	Нарушение доступности определенного узла
Spoofing (подделка узла)	Подделка зловредным узлом идентификаторов легитимного узла с целью получения его прав и возможности от его имени получать и принимать сообщения	Подделка узла, возможно нарушение доступности легитимного узла
Сетевые атаки общего характера		
DoS (Denial of Service – отказ в обслуживании)	Перегрузка сетевых узлов пакетами вплоть до использования всей пропускной способности сетевого канала	Замедление или нарушение функционирования сети

Окончание табл. 2

Название	Содержание атакующих воздействий	Результат
Атаки, направленные на повышенный расход узлами энергии	Зловредный узел, обеспеченный запасом электроэнергии, путем передачи большого числа широковещательных пакетов вынуждает окружающие узлы их ретранслировать и, таким образом, расходовать запасы их электроэнергии	Снижение эффективности функционирования сети
«Эгоистичность» узла (selfish behavior)	Отказ узла от участия в маршрутизации в сети и в ретрансляции принятых пакетов от других узлов	Снижение эффективности либо нарушение функционирования сети

Выбор или синтез протокола маршрутизации для сетей MANET должен учитывать возможные атакующие воздействия на эти сети. Для сетей MANET разработано достаточно большое количество различных протоколов, ориентированных на всевозможные парадигмы организации сети. Проведенный анализ показал, что наибольшую перспективу имеют мультикастовые (многоадресные) протоколы, так как они используют свойство радиоволн к изотропному распространению в пространстве, что позволяет широковещательно распространять информацию сразу для большого числа абонентов, эффективно использовать энергоресурс клиентских устройств. Рассматривая данный подкласс протоколов маршрутизации, можно выделить протокол ODMRP, как имеющий ряд преимуществ перед остальными. К достоинствам протокола ODMRP можно отнести следующее:

– реактивную маршрутизацию протокола;
– представление сети ячеистой однородной структурой, а не иерархической древовидной;
– возможность передачи как многоадресных сообщений, так и одноадресных;
– возможность формирования одновременно нескольких разных маршрутов между узлами;
– низкие накладные расходы при функционировании протокола маршрутизации;
– устойчивость к высокой мобильности узлов.

ВАРИАНТ ПРОВЕДЕНИЯ АТАКУЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА МАРШРУТИЗАЦИЮ ПРОТОКОЛА ODMRP И МЕТОДИКА ЗАЩИТЫ ОТ НИХ

С точки зрения возможных атакующих воздействий на маршрутизацию протокол ODMRP абсолютно не защищен. Атакующий может провести воздействия типа «blackhole» и «grayhole», блокируя весь или отдельные виды сетевого трафика. Данные виды атак можно выделить как самые опасные, именно они блокируют основную функцию сети – передачу информации. Рассмотрим сценарий данного атакующего воздействия на протокол ODMRP (рис. 1).

На рисунке 1 изображены: V_S – узел-отправитель, он инициирует процедуру установления маршрута; V_D – узел-получатель; V_E – атакующий узел. Согласно протоколу ODMRP критерием выбора маршрута является суммарное время прохождения пути $\sum \tau_r$ от V_S к V_D [5]. Для осуществления ИТВ типа «черная дыра» атакующий может использовать следующую возможность. Атакующий узел V_E должен находиться на одном из маршрутов от V_S к V_D. При этом он должен уменьшить свое время ретрансляции τ_r таким образом, чтобы суммарное время прохождения служебного пакета JoinQuery протокола ODMRP по маршруту через V_E было меньше, чем суммарное время прохождения пакета по любому аналогичному маршруту. Этого можно добиться изменением или игнорированием регламента доступа к среде передачи на канальном уровне (интервалов прослушивания перед передачей), увеличением

вычислительных ресурсов атакующего, увеличением мощности передатчика атакующего, постановкой помех другим участникам, а также и другими способами.

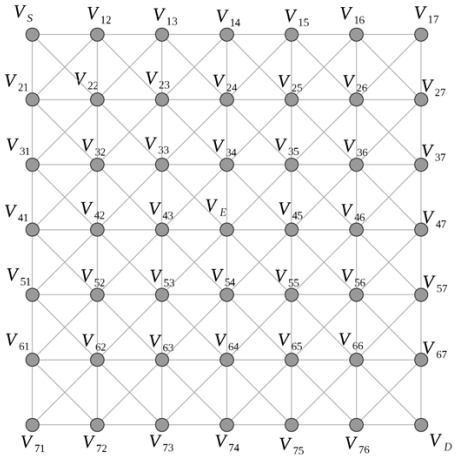


Рис.1. Структурная схема сети

По сути, атакующий участвует в процедуре установления маршрута, однако пакеты с данными отбрасывает либо полностью (blackhole), либо частично (grayhole). С точки зрения легитимных участников сети маршрут установлен, однако либо информационные пакеты отсутствуют в случае с «черной дырой», либо передаются с ошибкой или теряются в случае с «серой дырой». Обосновано уличить зловредный узел в атакующем воздействии невозможно.

Для нейтрализации атак типа «blackhole» и «grayhole» предложен подход к реализации устойчивой маршрутизации.

Пусть $\tau_r = \tau_H + \tau_S$, где τ_H – задержка ретрансляции, вызванная физическими ограничениями аппаратуры узла и методами канального доступа к каналам связи, а τ_S – задержка ретрансляции, искусственно генерируемая узлом сети.

Предположим, что τ_S будет представлена случайной величиной с равномерным законом распределения на интервале от нуля до t_S. При этом $M[\tau_S] = \frac{t_S}{2}$. Если принять, что $\tau_{r_{SD}}$ – суммарная временная задержка при передаче пакета от V_S к V_D, т.е. $\sum_{i=1}^{n} \tau_{r_i} = \sum_{i=1}^{n}\left(\tau_{H_i} + \tau_{S_i}\right)$, то теперь суммарная задержка прохождения пакета будет в среднем увеличена на $\sum_{i=1}^{n} M\left[\tau_{S_i}\right]$.

Применительно к процессу установления маршрута $V_S V_D$, введение τ_S означает, что наибыстрейшим маршрутом теперь может оказаться не маршрут $V_S V_{22} V_{33} V_E V_{55} V_{66} V_D$, а, например, $V_S V_{22} V_{32} V_{43} V_{54} V_{65} V_{76} V_D$. Таким образом, при внесении случайной задержки ретрансляции τ_r, можно добиться случайного изменения маршрута от V_S к V_D так чтобы он не проходил через узел V_E. Иными словами, после внесения τ_S быстрейший маршрут может не оказаться кратчайшим. Случайный характер величины задержки также затрудняет прогнозирование маршрутов и преднамеренное изменение топологии атакующим. В дальнейшем после установки маршрута между V_S и V_D и обнаружения факта воздействия на маршрут (обнаружения факта атаки) вероятно не полное обновление маршрута по процедуре протокола ODMRP, а поддержание установленного маршрута. Это возможно реализовать введением в пакет JoinQuery дополнительного флага, сигнализирующего узлам сети о том, что он подлежит ретрансляции только узлами уже сформированной ранее ретрансляционной группы для маршрута от V_S к V_D.

Следует заметить, что задержка ретрансляции применяется только к пакетам JoinQuery, остальные пакеты сети могут передаваться без внесенных задержек.

Предложенный подход позволяет с детерминированной вероятностью нейтрализовать возможное атакующее воздействие на протокол ODMRP. Его суть заключается в корректи-

ровке исходных параметров, на основе которых алгоритм протокола ODMRP строит маршрут времени прохождения пакета от источника к получателю. Таким образом, методика реализующая предложенный подход в общем виде состоит из следующих шагов: измерения и оценки среднего времени ретрансляции $T_{ср}$; приёма и обработки пакета маршрутизации (JoinQuery и JoinReply); генерации задержки T_{SD}; ретрансляции принятого пакета маршрутизации.

Каждый узел в ходе процедуры построения маршрута вносит задержку T_{SD}, генерируемую исходя из требуемой вероятности отражения атакующего воздействия $P_{защ}$ и среднего времени ретрансляции $T_{ср}$пакетов в сети, получаемую путем измерения её у «соседей» – узлов, находящихся в радиовидимости. T_{SD} является случайной величиной, равномерно распределенной на интервале $T_{SD} \in [0; t_{SD}]$, где $t_{SD} = 2kT_{ср}$. Значения коэффициента k для соответствующей $P_{защ}$ найдены экспериментально в результате имитационного моделирования (табл. 3). Условие $\frac{\sum \tau_{r3ащ}}{\sum \tau_r}$ позволяет оценить увеличение общего времени установления маршрута с использованием предложенной методики устойчивой маршрутизации по сравнению с обычным ODMRP при моделировании в сети из 900 оконечных устройств.

Таблица 3

Результаты моделирования

$P_{защ}$	k	$\frac{\sum \tau_{r3ащ}}{\sum \tau_r}$
0,1	0,111	1,112
0,25	0,167	1,156
0,5	0,256	1,232
0,75	0,513	1,454
0,8	0,759	1,609

По сути, параметр $P_{защ}$ отражает вероятность прокладки маршрута в обход зловредного узла. Достоинством предложенной методики является отсутствие необходимости изменения структуры служебных пакетов маршрутизации, изменению подвергнута лишь логика поведения узлов при выполнении процедуры установления маршрута.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье проведен анализ мультикастовых протоколов, которые используют свойство радиоволн к изотропному распространению в пространстве, что позволяет широковещательно распространять информацию сразу для большого числа абонентов. Рассмотрены вариант проведения атакующих воздействий на маршрутизацию протокола ODMRP и методика защиты от них.

Результаты моделирования показали, что применение предложенной методики позволяет достичь $P_{защ} = 0{,}8$ от атак типа «blackhole» и «grayhole» при общем увеличении времени установления маршрута с использованием протокола ODMRP в 1,6 раз даже в условиях значительного превосходства атакующего в скорости ретрансляции пакетов маршрутизации – вплоть до мгновенной ретрансляции пакетов маршрутизации. При этом разработанная методика позволяет динамически, в зависимости от контекста выполняемых задач, изменять её параметры с целью достижения требуемого уровня защищенности при условии сохранения необходимого уровня быстродействия установления маршрута.

Список используемых источников

1. Маршрутизация в беспроводных мобильных Ad hoc-сетях. / В.М. Винокуров, А.В. Пуговкин, А.А. Пшенников и др. // Управление, вычислительная техника и информатика: докл. ТУСУРа декабрь 2010. – №2 (22), ч. 1. – М., 2010. – С. 35–47.

2. *Subir Kumar Sarkar, T G Basavaraju, C. Puttamadappa.* Ad Hoc mobile wireless networks Principles, protocols and applications // Auerbach Publications. ISBN 978-1-4200-6221-2. – Hardcover, 2008. – P. 116–127.

3. *Prasant Mohapatra, V. Srikanth Krishnamurthy*. Ad Hoc Networks: Technologies and Protocols. // Springer Science Business Media. – Boston., 2005. – P. 91 – 188.

4. *John Wiley & Sons.* Security for Wireless Ad Hoc Networks. // Hoboken. – New Jersey, 2007. – P. 126–140.

5. *Lee S.J., Gerla M., Chiang C.C.* On-Demand Multicast Routing Protocol. In Proceedings of IEEE WCNC'99. – New Orleans, LA, Sep. 1999. – P. 1298–1302.

В.Е. Бессольцев;
П.Н. Марков;
М.В. Перминов;
К.В. Сазонов,
доктор техн. наук, доцент

ИДЕНТИФИКАЦИЯ АБОНЕНТОВ АНОНИМНЫХ КОМПЬЮТЕРНЫХ СЕТЕЙ ПОСРЕДСТВОМ ВЫЯВЛЕНИЯ УНИКАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЕБ-ОБОЗРЕВАТЕЛЯ

В статье рассмотрены основные параметры, участвующие в формировании цифрового идентификатора веб-обозревателя, их влияние на идентификацию абонентов анонимных компьютерных сетей.

Ключевые слова: цифровой идентификатор веб-обозревателя, анонимные компьютерные сети.

ВВЕДЕНИЕ

Современное информационное общество – общество, в котором информация, уровень ее применения и доступность кардинальным образом влияют на экономические и социокультурные условия жизни граждан [1]. Одним из стратегических приоритетов развития Российской Федерации является создание общества знаний. Общество знаний – общество в котором преобладающее значение для развития гражданина, экономики и государства имеют получение, сохранение, производство и распространение достоверной информации. Критерием достоверности информации выступает четкая привязка информации к источнику. Идентификация пользователя при посещении удаленного ресурса в сети Интернет – одна из важнейших задач общества знаний.

Согласно ГОСТ Р ИСО/МЭК 19795-1-2007 идентификация пользователя – процесс при котором осуществляется поиск в регистрационной базе данных и предоставляется список кандидатов, содержащий от нуля до одного или более идентификаторов [2]. Исходя из определения можно сделать вывод, что существует множество пользователей, не зарегистрированных в регистрационной базе данных и как следствие не идентифицируемых в целевой системе. Отсутствие идентификации пользователя при посещении интернет ресурса может нести угрозы национальной безопасности такие как:

– дестабилизация обстановки в государстве (планирование и совершение террористических актов и актов кибертерроризма, призывы к свержению существующей государственной власти);

– увеличение количества совершаемых преступлений (в сферах: информационных технологий, незаконного оборота наркосодержащих веществ, призыва к совершению актов суицида, половой неприкосновенности малолетних, авторских прав и интеллектуальной собственности, государственного и промышленного шпионажа и т.д.), а также повышение сложности их раскрытия;

– увеличение возможности подрыва обороноспособности страны;

– искажение информации и дискредитация государства в вопросах внешней политики;

– снижение эффективности применения средств технической разведки.

Согласно Стратегии национальной безопасности Российской Федерации до 2020 г. национальная безопасность – состояние защищенности личности, общества и государства от внутренних и внешних угроз, которое позволяет обеспечить конституционные права, свободы, достойное качество и уровень жизни граждан, суверенитет, территориальную целостность и устойчивое развитие Российской Федерации, оборону и безопасность государства [3]. Иден-

тификация пользователя ресурса в сети Интернет приобретает характер государственной важности. Именно незаконный доступ, незаконный перехват, вмешательство в данные и систему, подлог и мошенничество с использованием информационных технологий, покушение, соучастие и подстрекательство к совершению преступлений становится возможным в случае отсутствия идентификации пользователя интернет-ресурса, что противоречит конвенции ООН о киберпреступности [4].

Идентификацию пользователя можно разделить на активную идентификацию и пассивную. Активная идентификация требует непосредственного участия пользователя (ввод авторизационных данных), в то время как пассивная идентификация проходит прозрачно (незаметно) для пользователя. Наиболее перспективным методом идентификации является пассивный метод, в первую очередь вследствие устранения возможности подмены личности при посещении ресурсов сети Интернет. Пассивная идентификация основывается на сборе доступной информации об операционной системе, веб-обозревателе, особенностях вывода графических примитивов и звукового воспроизведения аудио.

Основным программным средством для доступа к ресурсам сети Интернет является веб-обозреватель или, другими словами, веб-обозреватель – это программное обеспечение, используемое для взаимодействия пользователя с удаленными ресурсами, схема взаимодействия показана на рис. 1.

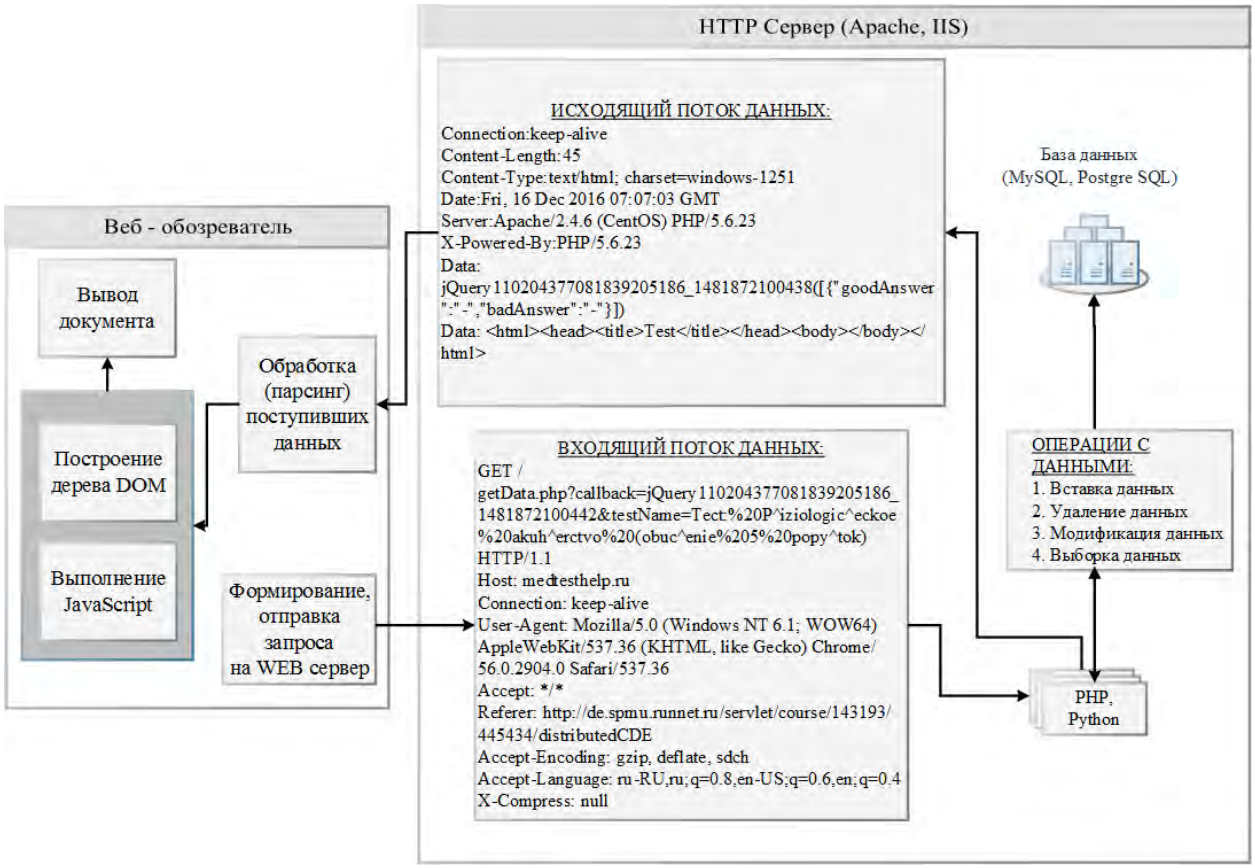


Рис. 1. Схема взаимодействия веб-обозревателя с удаленным ресурсом

Взаимодействуя с удаленным ресурсом, веб-обозреватель, для отображения пользователю запрашиваемых данных, получает HTML код в который могут быть интегрированы такие исполняемые модули, как: ActiveX компоненты, Java аплеты, Flash, JavaScript, некоторые из них могут нести угрозу безопасности пользователя веб-обозревателя (рис. 2).

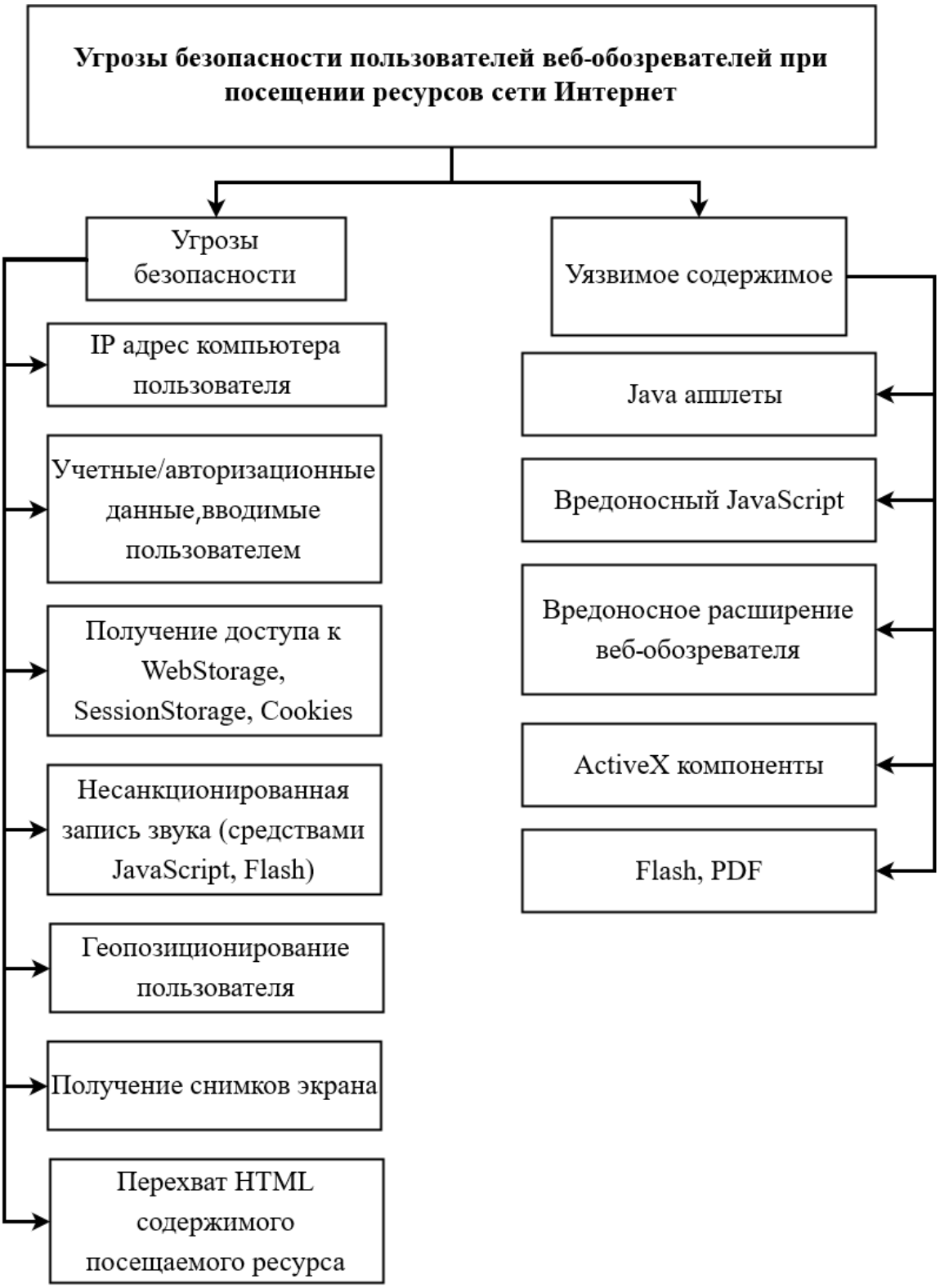


Рис. 2. Угрозы безопасности при посещении ресурсов сети Интернет

Стоит отметить, что современное антивирусное программное обеспечение позволяет проводить мониторинг потенциально уязвимого содержимого, загружаемого в веб-обозреватель при посещении удаленных ресурсов, также многие пользователи отключают (блокируют)

уязвимое содержимое, указанное на рис. 2. Однако посещение современных удаленных ресурсов сети Интернет немыслимо без использования такой технологии как JavaScript. Отключение JavaScript приведет к значительным изменениям итогового документа, и как следствие к полной невозможности восприятия пользователем полученной информации. Поэтому JavaScript является единственным средством сбора информации в интересах дальнейшей идентификации пользователя с применением пассивного метода.

ЦИФРОВОЙ ИДЕНТИФИКАТОР ВЕБ-ОБОЗРЕВАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ JAVASCRIPT

В условиях блокирования потенциально опасного содержимого веб-обозревателя для создания цифрового идентификатора (ЦИ) веб-обозревателя остается возможность использовать только JavaScript. Цифровой идентификатор можно сформировать, выполняя анализ мало изменяемых характеристик веб-обозревателя и анализ особенностей вывода графических примитивов, воспроизведения аудио (рис. 3).

Мало изменяемые параметры веб-обозревателя – параметры для изменения, которых необходима переустановка (обновление) веб-обозревателя или изменение настроек операционной системы, вступление в действие которых приводит к завершению сессии доступа к удаленному ресурсу сети Интернет.

Рис. 3. Параметры, участвующие в формировании цифрового идентификатора веб-обозревателя на основе JavaScript

Формирование цифрового идентификатора веб-обозревателя выполняется по алгоритму [5], показанному на рис. 4.

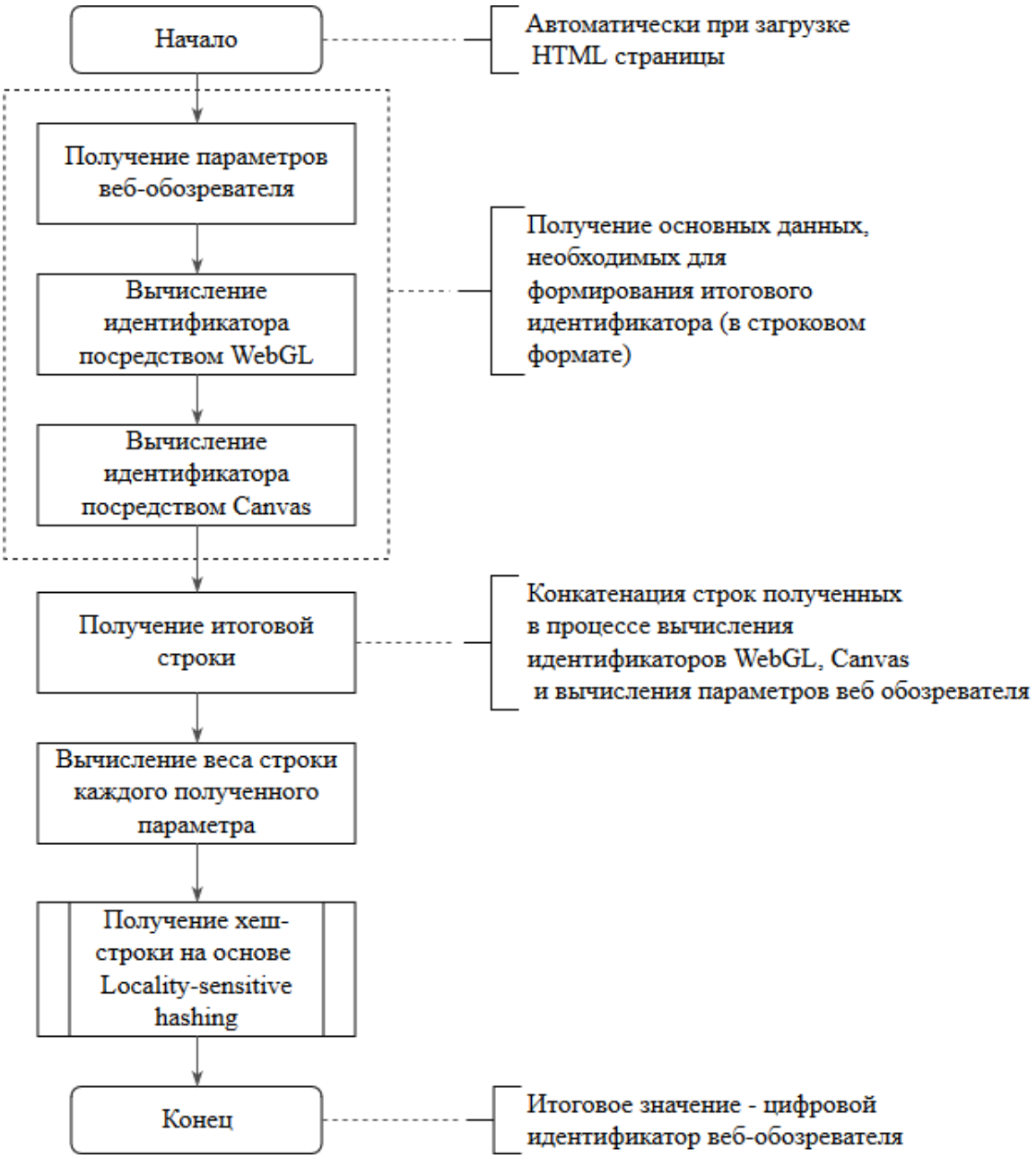


Рис. 4. Алгоритм формирования цифрового идентификатора веб-обозревателя

В основе формирования цифрового идентификатора веб-обозревателя лежит сбор множества $P_{\langle m \rangle}$ параметров:

$$P_{\langle m \rangle} = \left\langle p_i ; i = \overline{1, j} \right\rangle, \quad (1)$$

где i – количество параметров, участвующих в формировании цифрового идентификатора, показанных на рисунке 3.

На основе анализа множества параметров $P_{\langle m \rangle}$ происходит формирование соответствующего множества $S_{\langle m \rangle}$ строк:

$$S_{\langle m \rangle} = \left\langle s_i ; i = \overline{1, j} \right\rangle . \tag{2}$$

Далее в процессе конкатенации строк множества $S_{\langle m \rangle}$ происходит получение итогового строкового значения $S^{(\text{итог})}$:

$$S^{(\text{итог})} = s_1 \cup s_2 \cup s_3 \cup \ldots s_m . \tag{3}$$

Итоговая строка $S^{(\text{итог})}$, полученная в выражении 3 эквивалентна кортежу $K_{\left\langle \left| S^{(\text{итог})} \right| \right\rangle}$:

$$S^{(\text{итог})} \longleftrightarrow K_{\left\langle \left| S^{(\text{итог})} \right| \right\rangle} . \tag{4}$$

На основе полученного строкового значения необходимо вычислить хеш, для чего используется хеш-функция (функция свертки) типа Locality-sensitive hashing (LSH) [6]. Под хешем будем понимать преобразование массива входных данных произвольной длинны в выходную битовую строку установленной длины. Выбор данного типа хеш-функции обусловлен малой изменяемостью выходного значения при изменении параметров, участвующих в формировании ЦИ (см. рис. 3). Алгоритм, реализующий LSH показан на рис. 5.

Алгоритм LSH реализуется путем генерирования множества кортежей размерностью r, размер которых равен весу кортежа $S_{\langle m \rangle}$:

$$X = \left\{ \left\langle x_1, x_2 \ldots x_{\left| S^{(\text{итог})} \right|} \right\rangle_j ; j = \overline{1, \left| S^{(\text{итог})} \right|} \right\} . \tag{5}$$

После получения множества кортежей необходимо последовательно выполнить скалярное произведение кортежа $K_{\left\langle \left| S^{(\text{итог})} \right| \right\rangle}$ с каждым кортежем множества X:

$$K_{\left\langle \left| S^{(\text{итог})} \right| \right\rangle} \cdot X = \left\langle k_1 \cdot x_1, k_2 \cdot x_2, \ldots k_{K_{\left\langle \left| S^{(\text{итог})} \right| \right\rangle}} \cdot x_{K_{\left\langle \left| S^{(\text{итог})} \right| \right\rangle}} \right\rangle . \tag{6}$$

Затем на основании знаков скалярных произведений формируется хеш необходимой разрядности (в нашем случае 256 бит) по правилу: если скалярное произведение больше нуля, то в соответствующий бит хеша записываем единицу, если меньше нуля – ноль.

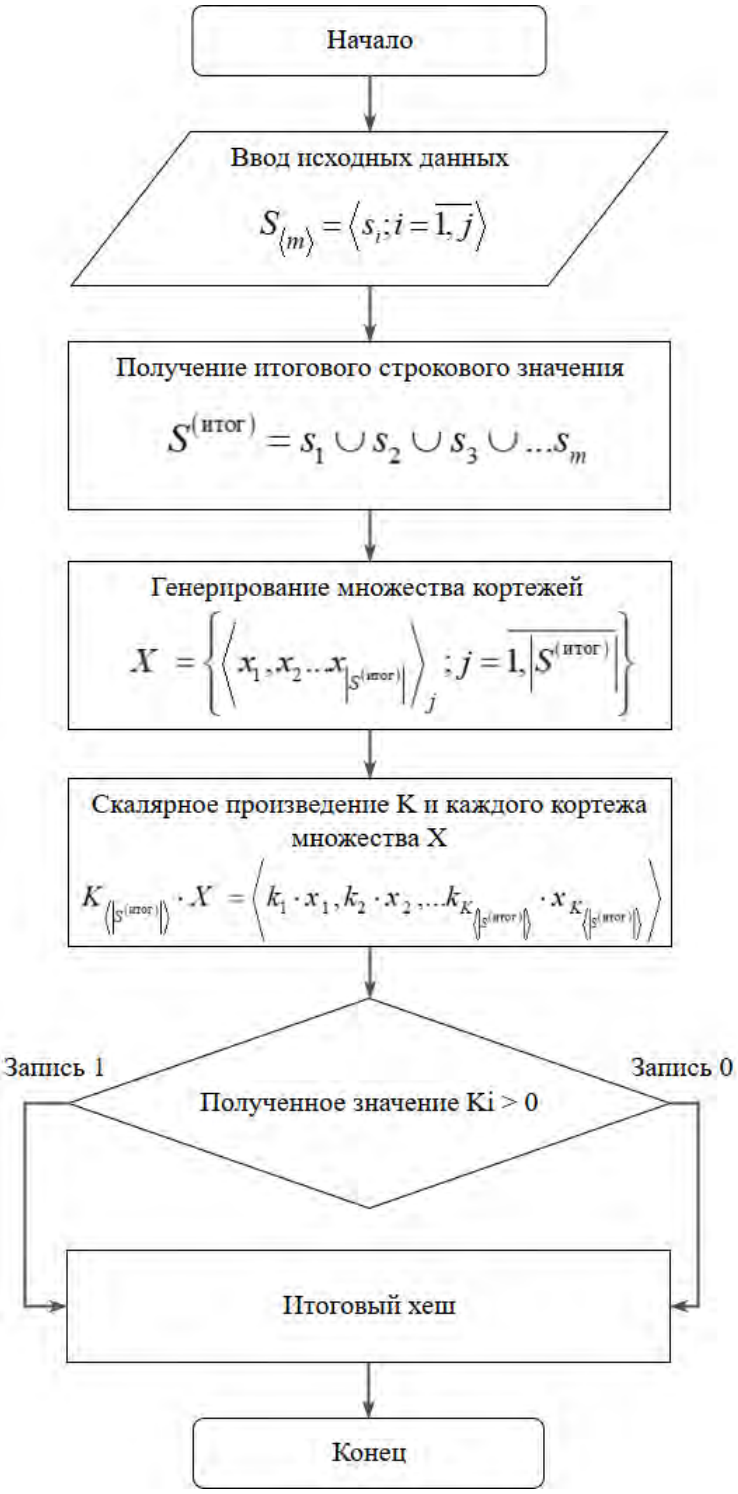


Рис. 5. Алгоритм формирования цифрового идентификатора с использованием Locality-sensitive hashing

Итоговое значение, полученное на основе измерений текущих (настоящих – без эмуляции) параметров веб-обозревателя назовем эталон *Y*. В дальнейшем под эмуляцией параметров веб-обозревателя будем понимать воспроизведение его функций и свойств, отличных от веб-бозревателя, для которого вычислено эталонное значение. Значительное изменение входных параметров может привести к изменению итогового значения, выдаваемого хеш-функцией и как следствие, отсутствию идентификации пользователя на удаленном ресурсе сети Интернет.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ ВХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ИТОГОВЫЙ ЦИФРОВОЙ ИДЕНТИФИКАТОР ВЕБ-ОБОЗРЕВАТЕЛЯ

Анализ влияния изменения входных параметров на итоговый цифровой идентификатор веб-обозревателя проводился по алгоритму, показанному на рис. 6.

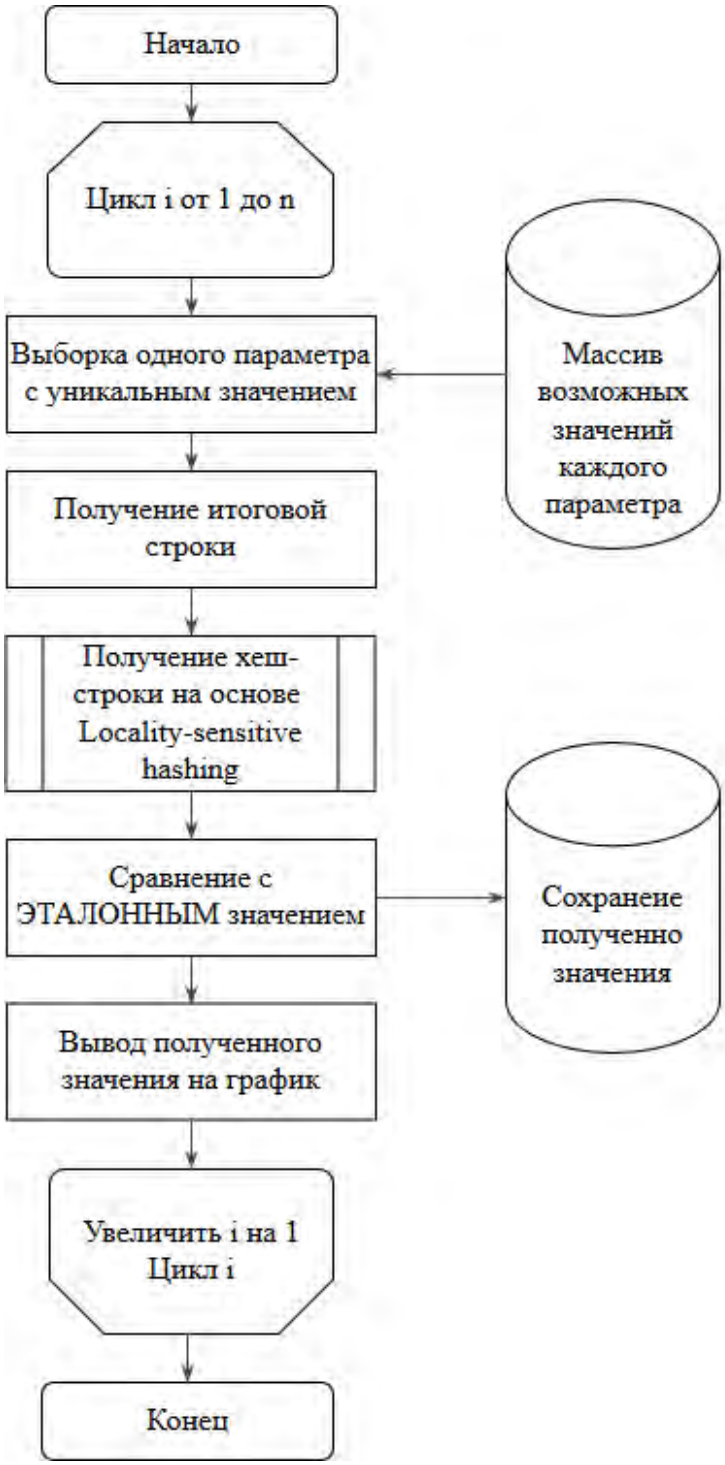


Рис. 6. Алгоритм проведения анализа влияния изменения входных параметров на итоговый цифровой идентификатор веб-обозревателя

Согласно данному алгоритму производится циклическое вычисление цифрового идентификатора M при последовательном изменении одного из доступных параметров. Для этого введем множество P размерностью N (по количеству параметров, участвующих в формировании ЦИ), каждый член которого будет являться множеством доступных значений параметров:

$$P = \left\{ \left\{ p_i ; i = \overline{1, M} \right\}_r ; \overline{r = 1, N} \right\}. \tag{7}$$

После каждой итерации цикла i проводится сравнение полученного значения идентификатора веб-обозревателя с эталонным значением, для чего выполняется построение матрицы дистанции Левенштейна:

$$d\left(S_1, S_2\right) = D(M, N) \tag{8}$$

где D – расстояние между строками S_1 и S_2 (редакционное расстояние), которое можно рассчитать по следующей рекуррентной формуле

$$D(i, j) = \begin{cases} 0, & i = 0, j = 0 \\ i, & j = 0, i > 0 \\ i, & i = 0, j > 0 \\ \min \left\{ \begin{array}{l} D(i, j-1) + 1, \\ D(i-1, j) + 1, \\ D(i-1, j-1) + m(S_1[i], S_2[j] \end{array} \right\}, & j > 0, i > 0; \end{cases}$$

M – длина строки S_1;

N – длина строки S_2.

В результате проведенных расчетов можно сделать выводы о том, что параметрами, имеющими наибольшее влияние на формирование цифрового идентификатора, являются значения, полученные в результате анализа особенностей функционирования оборудования ПК, а именно, анализа вывода примитивов на Canvas и анализа вывода примитивов с использованием технологии WebGL. Результаты расчетов представлены на рис. 7, где ось «Вес коэффициента» –

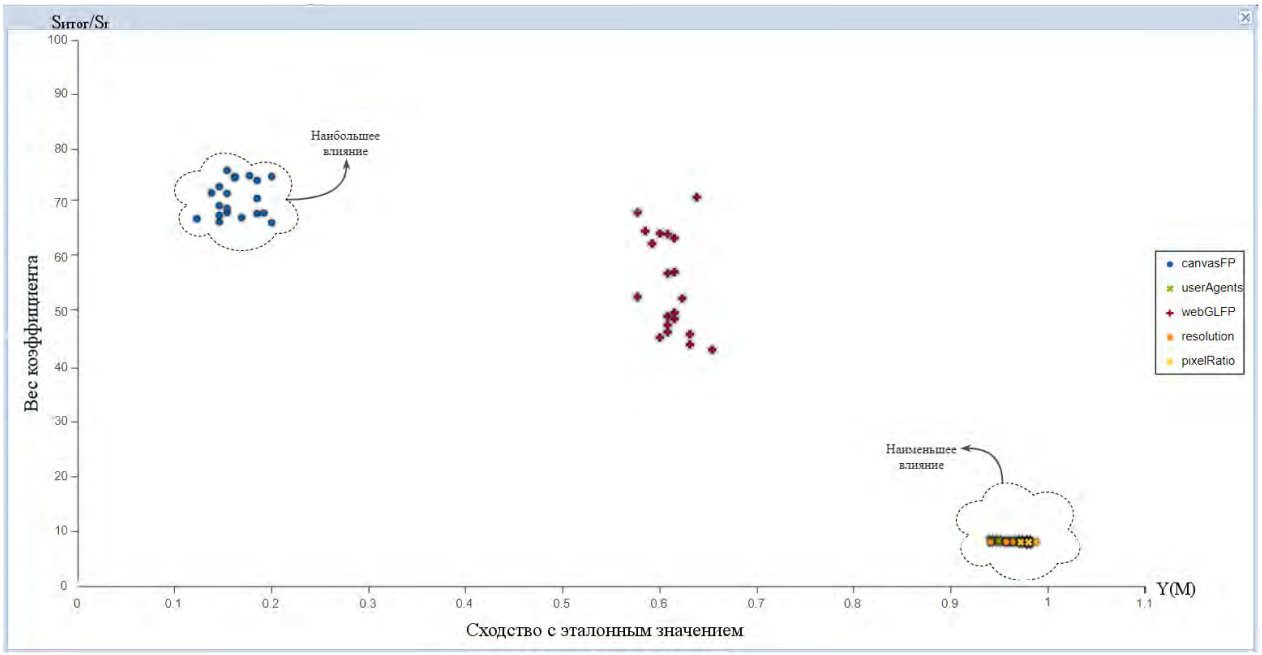


Рис. 7. Результаты расчетов влияния изменений входных параметров на итоговый цифровой идентификатор веб-обозревателя

это отношение длины итоговой строки $S_{итог}$ к длине строки каждого параметра ($S_{итог}/Sr$), ось «Сходство с эталонным значением» – сходство эталонного идентификатора с соответствующим идентификатором, полученным при изменении одного из параметров веб-обозревателя ($Y(M)$).

Для обеспечения анонимного посещения ресурсов сети Интернет (относительно формируемого ЦИ) необходимо провести выявление параметров, влияние которых на формирование итогового цифрового идентификатора веб-обозревателя приведет к полной имитации другого ПК.

ВЫЯВЛЕНИЕ КРИТИЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ, УЧАСТВУЮЩИХ В ВЫЧИСЛЕНИИ ДОСТОВЕРНОГО ЦИФРОВОГО ИДЕНТИФИКАТОРА ВЕБ-ОБОЗРЕВАТЕЛЯ

Критичные параметры, участвующие в вычислении цифрового идентификатора веб-обозревателя – это параметры, изменение которых приведет к полной смене цифрового идентификатора веб-обозревателя и, как следствие, его аномизации. Для выявления указанных параметров проведем программную эмуляцию уникальных ПК, характеристики которых абсолютно отличны друг от друга. Затем вычислим цифровые идентификаторы для каждого эмулируемого ПК с последующим сравнением его с эталонным значением [7].

Результаты расчетов показали, что совпадения вычисленных значений с эталонным находятся в диапазоне 0,12–0,23 при условии, что 1 – это совпадение на 100%. Сопоставление полученных данных и данных, приведенных на рис. 7, представлены на рис. 8.

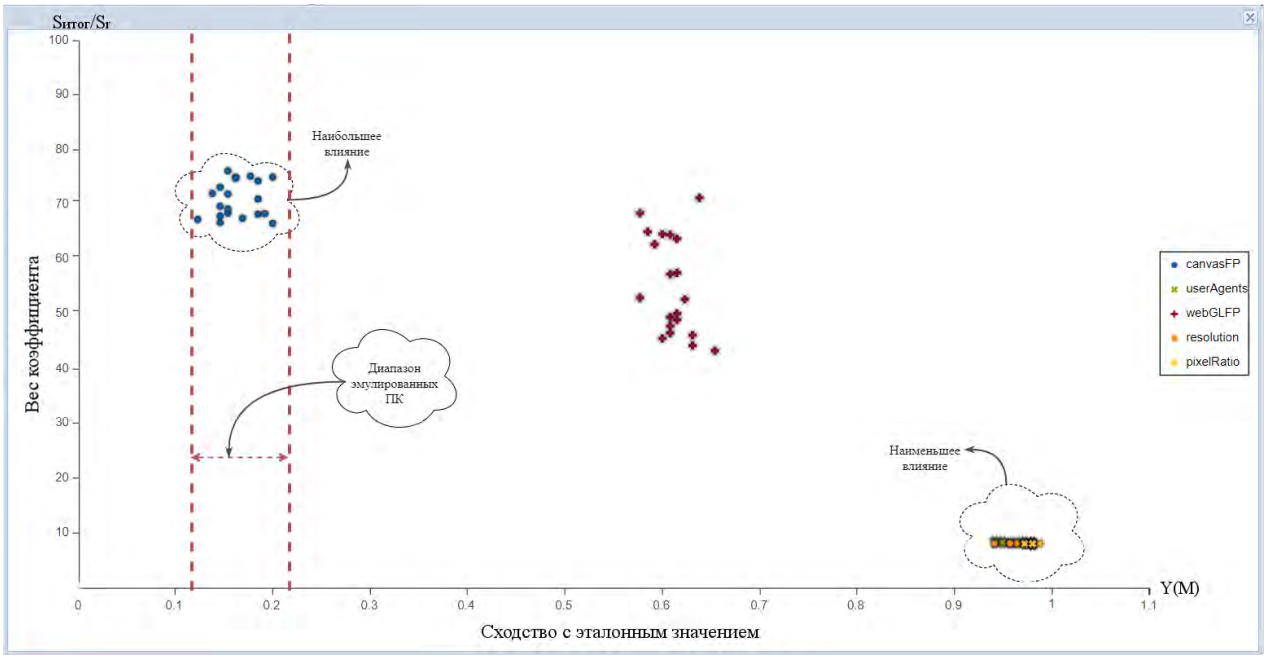


Рис. 8. Результаты расчетов цифровых идентификаторов веб-обозревателей эмулируемых ПК

В результате анализа полученных данных, показанных на рис. 8, можно сделать вывод, что параметром, критичным для вычисления достоверного идентификатора веб-обозревателя, является параметр, формируемый в процессе анализа вывода графических примитивов на Canvas (CFP).

При этом необходимо провести анализ факторов, влияющих на формирование данного параметра, т.к. манипуляция ими предоставит возможность сокрытия текущего цифрового идентификатора веб-обозревателя. Схема вычисления значения параметра CFP представлена на рис. 9.

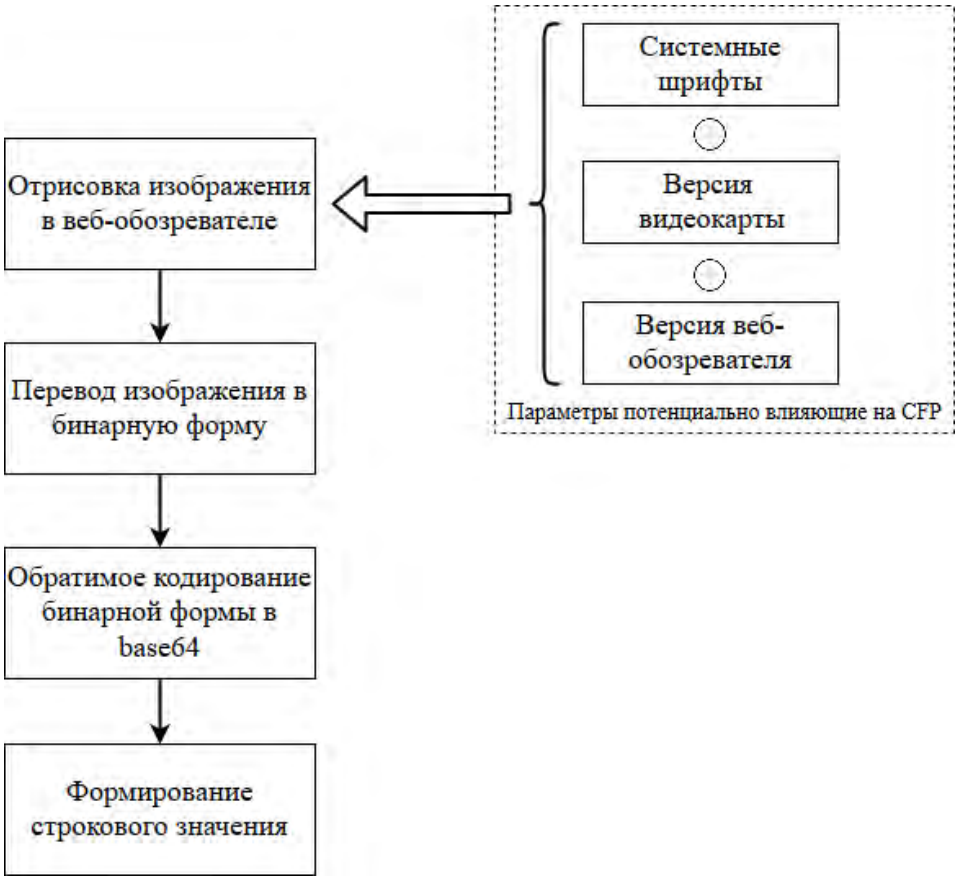


Рис. 9. Схема вычисления значения параметра CFP

С целью определения параметров, влияющих на формирование CFP, проведем следующий эксперимент.

1. Выберем начальные условия: абсолютно одинаковые (по комплектующим) ПК – 30шт., состояние программного обеспечения: установленная «чистая» операционная система Windows 7 Professional SP1, веб-обозреватель Chromium 62.0.3165.0 (32 бит), драйверы на видеокарту не установлены.
2. Выберем один ПК в качестве эталонного (изменения в программное обеспечение на нем вносить не будем), все дальнейшие сравнения будем проводить с ним.
3. Сравним ЦИ ПК в начальном состоянии: ЦИ всех ПК абсолютно одинаковы.
4. Установим в систему дополнительные шрифты: ЦИ всех ПК абсолютно одинаковы.
5. Установим драйверы видеокарты: ЦИ различны, совпадение значений в диапазоне 0,12–0,23.
6. Установим драйверы различных версий (сравнение с ПК п.5): ЦИ абсолютно одинаковы.
7. Установим дополнения к операционной системе SP2: ЦИ всех ПК абсолютно одинаковы.
8. Заменим видеокарту на отличную от комплекта (при условии начального состояния): ЦИ всех ПК абсолютно одинаковы.
9. Заменим видеокарту на отличную от комплекта и установим драйвер видеокарты: ЦИ различны, совпадение значений в диапазоне 0,12–0,23.
10. Изменим версию веб-обозревателя: ЦИ всех ПК абсолютно одинаковы.
11. Изменим разрядность веб-обозревателя: ЦИ всех ПК абсолютно одинаковы.

В результате проведенного эксперимента можно сделать вывод, что на формирование CFP влияет видеокарта (при условии установленных драйверов).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты исследования параметров, влияющих на формирование цифрового идентификатора, показали, что большинством параметров можно пренебречь ввиду их малого влияния на итоговый идентификатор, за исключением параметра, в основе которого лежит анализ особенностей вывода графических примитивов. Из чего можно определить аппаратную конфигурацию и идентифицировать ПК, что в связке с накопительной базой данных из различных источников позволит идентифицировать пользователя и, как следствие, снизить угрозы национальной безопасности со стороны сети Интернет.

Список используемых источников

1. Указ Президента Российской Федерации от 09.05.2017 г. № 203. – URL: http://www.kremlin.ru/acts/bank/41919/page/1 (дата обращения: 18.02.2018).
2. ГОСТ Р ИСО/МЭК 19795-1-2007. Автоматическая идентификация. Идентификация биометрическая. Эксплуатационные испытания и протоколы испытаний в биометрии. Ч. 1. Принципы и структура. – URL: http://docs.cntd.ru/document/1200067413 (дата обращения: 08.03.2018).
3. Кибертерроризм: угроза национальной и международной безопасности - ОРУЖИЕ РОССИИ / Информационное агентство. – URL: http://www.arms-expo.ru/news/archive/kiberterrorizm-ugroza-nacional-noy-i-mezhdunarodnoy-bezopasnosti14-03-2013-18-35-00 (дата обращения: 18.02.2018).
4. Проблемы национальной безопасности России в интернет-пространстве. – URL: https://cyberleninka.ru/article/v/problemy-natsionalnoy-bezopasnosti-rossii-v-internet-prostranstve (дата обращения: 08.02.2018).
5. ГОСТ 19.701-90 ЕСПД. Схемы алгоритмов, программ, данных и систем. Условные обозначения и правила выполнения. – URL: http://www.pntd.ru/19.701.htm (дата обращения: 24.03.2018).
6. Вероятностные алгоритмы. – URL: http://datareview.info/article/veroyatnostnyie-algoritmyi-veroyatno-eto-rabotaet-chast-2 (дата обращения: 24.03.2018).
7. Фингерпринтинг конкретного ПК с точностью 99,24%. – URL: https://geektimes.com/post/284604/ (дата обращения: 24.03.2018).

И.А. Бугаев;
К.О. Гнидко,
доктор техн. наук;
А.О. Единархова;
С.А. Макаров

МОДЕЛЬ НЕГАТИВНОГО КОНТЕНТА В МУЛЬТИМЕДИЙНЫХ ПОТОКАХ ДАННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИСПАРАНТНОГО ВИДЕО

Стремительное развитие современных информационных и телекоммуникационных технологий обуславливает рост потенциальных угроз психофизиологическому состоянию операторов автоматизированных систем специального и военного назначения. Возникает необходимость всестороннего исследования таких угроз для разработки методов выявления и нейтрализации вредоносных информационно-психофизиологических воздействий. В настоящей статье представлены результаты анализа негативного контента в мультимедийных потоках данных с использованием диспарантного видео в интересах обеспечения защиты человека-оператора от информационно-психологических воздействий.

Ключевые слова: подпороговые воздействия, диспарантное видео, скрытые вставки, информационно-психологическая безопасность.

ВВЕДЕНИЕ

Стремительное развитие информационных и телекоммуникационных технологий в том числе обозначило потенциальные угрозы нарушения информационно-психофизиологической безопасности операторов информационных систем. Наряду с материалами пропагандисткой направленности, которые призваны влиять на эмоциональное состояние целевой аудитории, создаются специально дополненные контенты со скрытыми информационными вложениями, способные на неосознаваемом уровне оказывать воздействия на политические, нравственные ценности целевой аудитории, тем самым меняя их убеждения.

Исходя из этого возникает необходимость всестороннего исследования возможных угроз психологической безопасности, разработки методов выявления и нейтрализации вредоносных информационно-психофизиологических воздействий.

СКРЫТЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ ВЛОЖЕНИЯ В ВИДЕОПОТОКЕ

Современные технологии все больше проникают в наш мир и охватывают самые разные сферы деятельности, в том числе и в военной отрасли. Это ведет к значительному увеличению использования в повседневной деятельности операторов информационных систем, новейших разработок, таких, как технология имитации третьего измерения.

Данная технология применяется при обработке графических файлов, видеопотоков, при наблюдении за различными динамическими процессами, а также для управления беспилотными летательными аппаратами или для оперативного ремонта современной военной техники. Сами по себе современные технологии имитации третьего измерения несовершенны и могут вызывать некоторые психофизиологические расстройства у человека. К ним относят киберболезнь и конфликт сигналов вергентности. В условиях применения их в сочетании с злонамерено внедренными скрытыми потенциально вредоносными вставками и специальными эффектами последствия для операторов информационных систем усугубляются. Поэтому необходимо проанализировать возможные способы внедрения скрытых информа-

ционных вложений в мультимедийный поток данных для формирования защиты операторов от информационно-психологических воздействий.

Существуют различные виды потенциально вредоносных скрытых вставок и специальных эффектов, например: 25-й кадр, резкий перепад цветового градиента кадра, иллюзия глубины объекта, нарушение контрастности изображения, размытие контура объекта, суггестия текста и, наконец, диспарантное видео, которое является наиболее эффективным видом воздействий на психику человека и может быть представлено в виде определенного набора диспарантных вставок (ДВ). В свою очередь, ДВ разбивается на искусственно созданные объекты (ИСО).

Приведем основные формы представления ИСО и их характеристики (рис. 1).

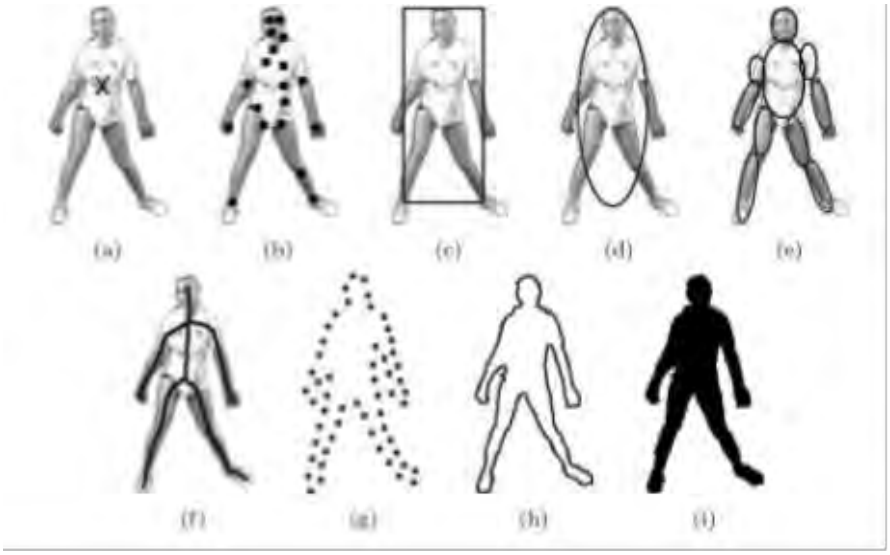


Рис.1. Формы представления ИСО

На рис. 1 изображены следующие формы представления ИСО:

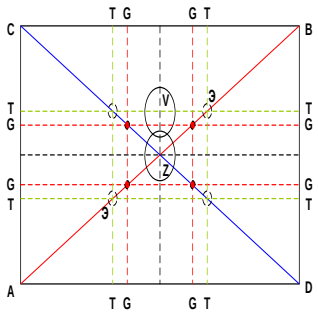
1. ИСО представляется точкой, которая является центром (*a*) или набором точек (*b*) (в основном точечное представление подходит для ИСО, которые занимают маленькие части изображения).
2. ИСО представляется примитивной геометрической фигурой: прямоугольником, эллипсом и др. (*c, d*). Для распознавания таких ИСО обычно применяют аффинно-инвариантные методы.
3. Контурное представление ИСО определяет границы объекта (*g, h*). Область внутри контура называется силуэтом объекта (*i*). Контурное представление ИСО подходит для внедрения сложных многомерных объектов.
4. Составные ИСО состоят из частей, которые соединены друг с другом подвижными частями. Например, человеческое тело – это составная модель ИСО (*e*).
5. Скелетная форма представления может быть использована при внедрении ИСО в определенную сцену кадра, при этом ИСО должен быть замкнутым и иметь четкий контур (*f*) [4].

МАСКИРОВКА ДИСПАРАНТНЫХ ВСТАВОК В ВИДЕОПОТОКЕ

Изучение основных методов скрытого внедрения ДВ позволит сформировать способ защиты оператора мультимедийных потоков данных от угроз такого типа.

Необходимым условием скрытности информационно-психологического контента является применение различных способов маскировки ДВ в видеопотоке.

По данным лаборатории психофизиологии зрения, для усиления восприятия, объекты визуальной сцены предпочтительно размещать в специальных зонах эффективного восприятия видеокадра [2]. Эти зоны необходимо учитывать при построении методов детектирования скрытых информационных вложений. На рис. 2 представлены зоны эффективного восприятия видеокадра.



1. AB – восходящая (мажорная) диагональ;
2. CD – нисходящая (минорная) диагональ;
3. Область *Z* – геометрический центр изображения;
4. Область *V* – оптический центр изображения (внутри смысловой центр композиции);
5. Буквы *T* – линии, делящие кадровое пространство на части $^1/_3$ длины или ширины;
6. Области *Э* – наиболее эмоционально значимые части кадрового пространства;
7. Буквы *G* – линии золотого сечения

Рис. 2. Зоны эффективного восприятия видеокадра [2]

Для маскировки размещения ДВ могут быть использованы естественные дефекты видеопотока. Дефектные участки видеокадра остаются даже после работы специальных методов фильтрации, при этом злоумышленник не может создать и разместить ИСО в изображении, не оставив следов своей деятельности. Эти следы связаны с разным качеством инструментария создания объекта и возможной неточной привязкой объекта при его монтировке в видеопотоке [3].

Существует еще один эффективный способ маскировки ДВ на основе принципов гештальтпсихологии (рис. 3).

Рис. 3. Принципы гештальтпсихологии

Сообразуясь с принципами гештальтпсихологии, и выбрав один из них или совокупность наиболее подходящих по сцене и содержанию видеоряда, необходимо учитывать частоту обновления кадров для успешного формирования скрытого диспарантного образа (рис. 4).

Анализ частоты обновления кадров для разных разрешений видеопотока показал минимальное и максимальное количество кадров в секунду. Эти данные позволят сформировать технологию создания диспарантного видео с регулярным проявлением скрытого образа в видеопотоке. Помимо указанных принципов маскировки ДВ, и с учетом частоты обновления кадров, необходимо рассмотреть формат видеопотока для оптимизации методов детектирования ИСО. При условии анализа контента в формате 3D необходимо произвести предварительно перекодировку видеопотока в формат 2D и тем самым снизить эффект воздействия самой технологии.

РАЗРЕШЕНИЕ	ЧАСТОТА КАДРОВ	БИТРЕЙТ	БИТ/ПИКСЕЛЬ	БИТ/ПИКСЕЛЬ (% ОТ МАКСИМАЛЬНОГО)
4096	23,976	60	0,285	44
	25	60	0,273	42
3840	23,976	60	**0,304**	47
	25	60	0,292	45
	29,97	60	0,243	38
2704	23,976	45	**0,460**	71
	25	45	0,441	68
	29,97	45	0,368	57
1080	23,976	25	0,507	78
	25	25	0,486	75
	29,97	40	**0,649**	100
	50	40	0,389	60
	47,952	40	0,405	63
	59,94	**60**	**0,487**	75
720	23,976	8,5	0,388	60
	25	10	0,438	67
	29,97	10	0,365	56
	47,952	15	0,342	53
	50	15	0,328	51
	59,94	20	0,365	56

Рис. 4. Частота обновления кадров с разным разрешением видеопотока

Данные способы применимы к современным технологиям и позволяют реализовать размещение диспарантного видео для всех форматов воспроизведения.

ВНЕДРЕНИЕ РЕГУЛЯРНО РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ДИСПАРАНТНЫХ ВСТАВОК В ВИДЕОПОТОК

Способ формирования негативного контента с регулярным проявлением скрытого образа в видеопотоке основывается на использовании диспарантного видео и состоит из семи этапов.

На первом этапе проводится предварительная обработка видеопотока. Используя специальные программные комплексы осуществляется разложение видеопотока на кадры и определение дефектных полей кадра, и переходы сцен.

На втором этапе требуется определить дефектные зоны и переходы сцен в кадре. Здесь пригодны методы интерполяции рациональных функции и медианной фильтрации.

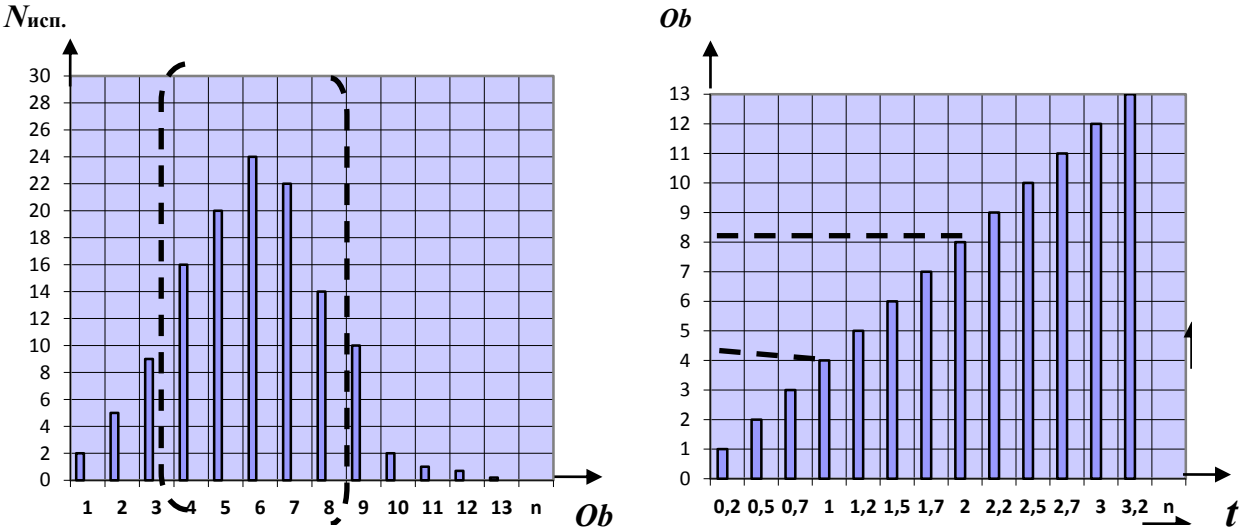
На третьем этапе необходимо разложить диспарантную вставку на части (ИСО) от 4 до 8 частей. Количество частей ДВ определяется эмпирически в зависимости от геометрических свойств внедряемых объектов и сцен видеопотока. При условии разбиения ДВ менее, чем на четыре ИСО, существенно повышается сложность маскировки ИСО. При разбиении ДВ более, чем на восемь ИСО, уменьшается возможность формирования единого образа в подсознании субъекта воздействия (рис. 5).

На четвертом этапе определяются зоны эффективного восприятия ИСО в кадре (см. рис. 2).

На пятом этапе определяются формы представления ИСО для их маскировки при помощи принципов гештальтпсихологии. Выбор формы представления ИСО зависит от сцены кадра**.**

На шестом этапе осуществляется внедрение ИСО в три кадра, с учетом пространственных свойств кадра и с интервалом между ИСО в три кадра. Интервалы между ИСО и необходимое количество повторений ИСО определяется частотой обновления видеокадров.

На седьмом этапе реализуется преобразование видеопотока с нужной частотой обновления кадров при помощи программ для кадрирования видеопотоков (см. рис. 4).



*N*исп. – субъект воздействия
Ob – ИСО

Одна секунда = 24–29 кадров

Рис. 5. График зависимости восприятия субъектом воздействия диспарантного образа от количества внедренных ИСО в кадр с учетом частоты обновления кадров

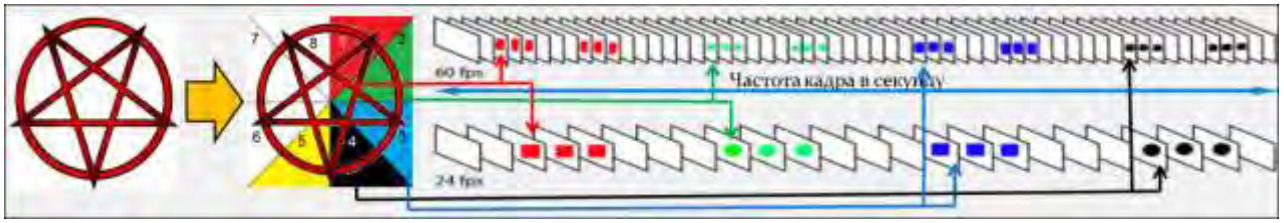


Рис. 6. Способ формирования диспарантного видео

Приведенный способ позволяет сформировать диспарантное видео (рис. 6), создающее предпосылки к нарушению информационно-психофизиологической безопасности операторов информационных систем при восприятии специальных видеоматериалов пропагандистской направленности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье проведен анализ негативного контента в мультимедийных потоках данных с использованием диспарантного видео в интересах обеспечения защиты человека-оператора от информационно-психологических воздействий.

Представленные соображения могут лечь в основу построения метода распознавания регулярно распределенных скрытых диспарантных вставок, который востребован для защиты индивидуального, группового и массового сознания российского общества от негативного контента современных информационных источников.

Список используемых источников

1. *Гнидко К.О., Горемыкин Д.В., Ломако А.Г.* Угрозы информационно-психофизиологической безопасности пользователей автоматизированных систем // Труды Института системного анализа Российской академии наук; под ред. Д.С. Черешкина. – М.: ЛЕНАД. – 2012. – С. 35–47.

2. *Бугаев И.А., Гнидко К.О., Пилькевич С.В.* Методы мониторинга и защиты от потенциально опасной мультимедийной информации // Сборник трудов 22-й научно-практической конференции «Методы и технические средства обеспечения безопасности информации» – СПб.: СПбГПУ. – 2013. – С. 11–14.

3. *Ломако А.Г., Гнидко К.О.* Контроль потенциально опасного информационно-психологического воздействия на индивидуальное и групповое сознание потребителей мультимедийного контента // Труды СПИИРАН. – 2015. – Вып. 38. – С. 9–33.

4. *Исаев А.Л., Газаров Д.А., Евсеев С.Д.* Способы классификации движущихся объектов на видео // Международный журнал «Молодой ученый». – 2016. – Вып. 18 (122). – С. 44–47.

В.М. Зима,
кандидат техн. наук, доцент

ТЕХНОЛОГИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СО СРЕДСТВАМИ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ В СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ ГЕТЕРОГЕННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ

Представлена технология взаимодействия специального программного обеспечения со средствами защиты информации в современных гетерогенных автоматизированных системах, позволяющая интегрировать функции безопасности, предоставляемые наложенными средствами защиты информации от несанкционированного доступа с функциями защиты, встроенными в используемые операционные системы для обеспечения безопасной обработки прикладной информации.

Ключевые слова: компьютерная безопасность, средства защиты информации, операционная система, служба каталогов, доверительные отношения, протокол Kerberos, сквозная аутентификация, доверенный канал, программный интерфейс.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из основных задач при разработке специального программного обеспечения (СПО) для современных гетерогенных автоматизированных систем (АС) является автоматизация защищенных технологических цепочек обработки информации [1, 2], что возможно только при интеграции СПО с используемыми средствами защиты информации.

Технология взаимодействия СПО, решающего прикладные задачи, со средствами защиты информации предполагает использование следующих инструментов:

– службы каталогов, например, Active Directory, как единой базы учетных записей пользователей и компьютеров АС;

– доверительных отношений для централизованного управления доступом к сервисам СПО, функционирующим на различных серверах АС;

– протокола Kerberos для сквозной аутентификации пользователей и компьютеров в АС;

– программного интерфейса для взаимодействия со средствами защиты информации.

Рассмотрим особенности решения этих задач для современной гетерогенной АС, использующей технологии виртуализации на базе VMware vSphere, а также разнотипные операционные системы (ОС) – ОС семейства Windows и ОС Astra Linux SE.

ЕДИНАЯ БАЗА УЧЕТНЫХ ЗАПИСЕЙ ПОЛЬЗОВАТЕЛЕЙ И КОМПЬЮТЕРОВ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ, ОБРАЗОВАННАЯ СЛУЖБОЙ КАТАЛОГОВ ACTIVE DIRECTORY

Компоненты СПО, решающего прикладные задачи в рассматриваемой гетерогенной АС, функционируют в смешанной операционной среде, образованной двумя типами разнотипных ОС – ОС семейства Windows и ОС Astra Linux SE. В качестве основных средств централизованного управления доступом пользователей к компьютерным ресурсам в среде ОС семейства Windows выступают компоненты программного комплекса Secret Net. В качестве основных средств управления доступом пользователей к компьютерным ресурсам в среде

ОС Astra Linux SE используются средства защиты, непосредственно встроенные Astra Linux SE. Несмотря на наличие в составе Secret Net сервера безопасности, позволяющего централизованно управлять учетными записями пользователей и компьютеров АС, СПО не может функционировать в смешанной операционной среде только на основе использования базы данных сервера безопасности Secret Net, так как не обеспечивается интеграция с ОС Astra Linux SE.

Интеграцию с ОС Astra Linux SE обеспечивает служба каталогов Active Directory из состава ОС Windows Server, функционирующая на основном и резервном контроллере домена АС (рис. 1). Сервер безопасности Secret Net обеспечивает синхронизацию своей базы учетных записей пользователей и компьютеров АС со службой каталогов Active Directory, а функционал доверительных отношений Active Directory с другими доменами, реализуемый контроллером домена под управлением ОС Windows Server, позволяет интегрироваться со встроенными средствами защиты ОС Astra Linux SE. Это возможно в связи с тем, что ОС Astra Linux SE со своей стороны поддерживает функции формирования доверительных отношений с доменом Windows.

В результате, компоненты СПО, распределенные по компьютерам АС, могут функционировать в смешанной операционной среде за счет использования единой службы каталогов Active Directory и функционала доверительных отношений, реализуемых контроллером домена под управлением ОС Windows Server, а также ОС Astra Linux SE.

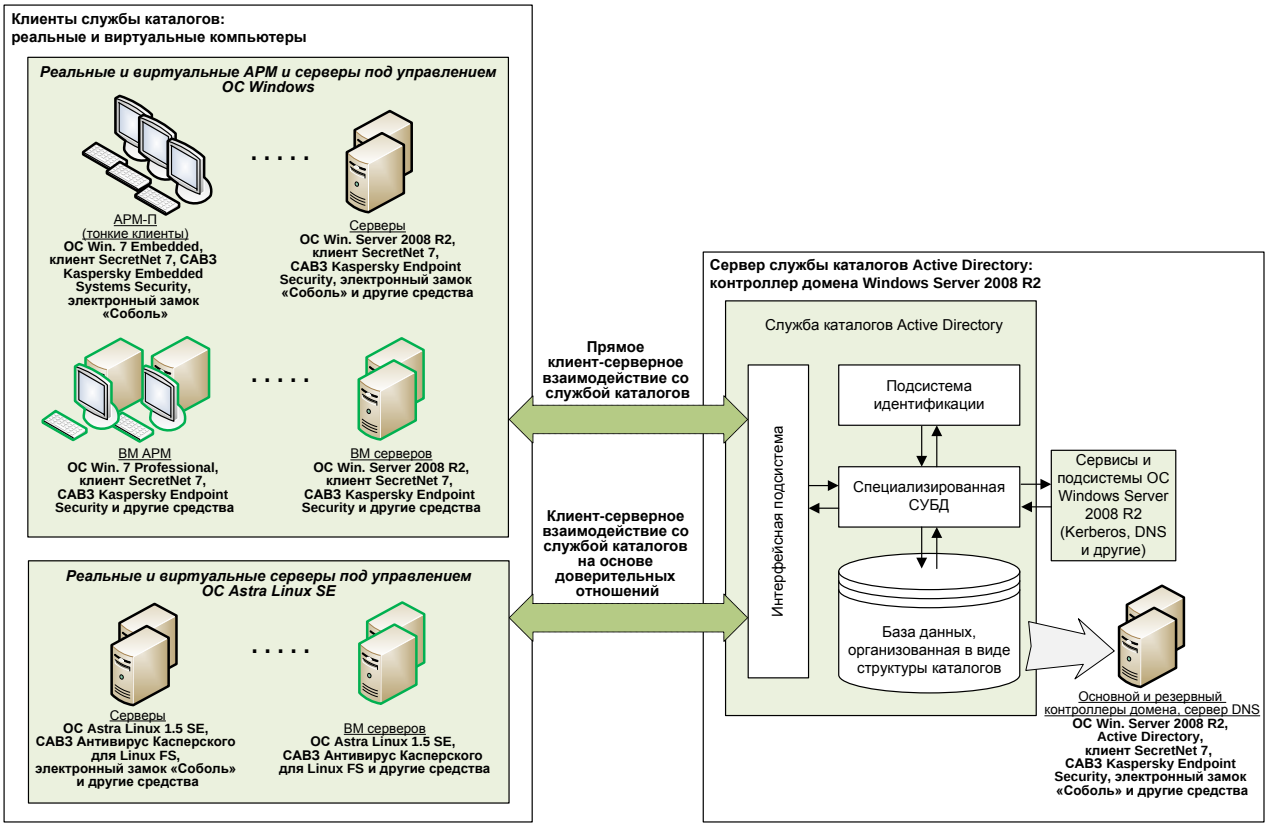


Рис. 1. Схема использования службы каталогов Active Directory в АС

ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДОСТУПОМ К СЕРВИСАМ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ, ФУНКЦИОНИРУЮЩИМ НА РАЗЛИЧНЫХ СЕРВЕРАХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ, НА ОСНОВЕ ДОВЕРИТЕЛЬНЫХ ОТНОШЕНИЙ

Доверительные отношения в ОС семейства Windows обеспечиваются службой каталогов Active Directory на базе контроллера домена под управлением ОС Windows Server при создании домена. Под доверительным отношением понимается тип взаимодействия между операционными системами, при котором взаимодействие между участниками (ОС и учетными записями пользователей и компьютеров) осуществляется после прохождения процедур идентификации, аутентификации и авторизации участников, ведется централизованная база учетных записей пользователей и присутствуют ее защитные механизмы.

Безопасность доверительных отношений в домене обеспечивается клиент-серверной службой DNS и клиент-серверной технологией Kerberos. Доверительные отношения реализуют следующий перечень действий над учетными записями пользователей, АРМ и серверов:

– централизованное управление (создание и удаление);
– централизованную аутентификацию, идентификацию и авторизацию в домене;
– централизованное управление доступом к ресурсам ЛВС.

В состав ОС Windows 7 Embedded/ Professional, используемых на автоматизированных рабочих станциях (АРМ), входит DNS-клиент (служба Dnscache) и клиент Kerberos (служба Netlogon). В состав ОС Windows Server 2008 R2 дополнительно входит DNS-сервер (dns.exe) и сервер Kerberos (KDC – Key Distribution Center, Protected Storage). В состав ОС Astra Linux SE входит DNS-клиент (BIND), клиент Kerberos (krb5-kdc) и сервер Kerberos (krb5-admin-server).

Службы DNS обеспечивают целостность и доступность базы данных DNS-имен на чтение для всех участников домена и пользователей других доменов. Изменять базу данных DNS-имен можно только используя права администратора DNS-сервера. Авторизация в домене обеспечивается Kerberos. При обращении клиента Kerberos к KDC с использованием корректных логинов и паролей АРМ и серверов из состава домена или пользователей домена, KDC возвращает обратившемуся билет (TGT), подтверждающий подлинность обратившегося, который действителен в пределах домена и на котором развернут KDC. В случае обращения пользователя к ресурсу, доступ к которому разграничен средствами ОС Windows, клиент Kerberos обращается к KDC и запрашивает сеансовый билет на доступ к ресурсу. KDC обращается к спискам контроля доступа (ACL) регламентирующим права субъектов домена (учетных записей пользователей). В случае, если ресурс находится в другом домене, в данном случае на сервере с ОС Astra Linux SE, то необходимо установить доверительные отношения между KDC домена, в котором находится пользователь и KDC домена, в котором размещен ресурс, т. е. между доменом Windows и доменом из серверов с ОС Astra Linux SE.

С учетом того, что доступ к серверным частям СПО, функционирующим на реальных и виртуальных серверах с ОС Astra Linux SE, выполняется с компьютеров под управлением ОС Windows, т. е. используются Windows учетные записи пользователей, хранящиеся в синхронизируемых базах данных Active Directory и сервера безопасности Secret Net, то для централизованного управления доступом к сервисам СПО в смешанной операционной среде достаточно серверы с ОС Astra Linux SE добавить в домен Windows. Процесс добавления ОС Astra Linux SE в домен Windows представлен на рис. 2.

Учетные записи серверов под управлением ОС Astra Linux SE добавляются в базу данных Active Directory посредством взаимодействия KDC из состава корневого контролера домена с клиентом Kerberos из состава ОС Astra Linux SE. Последующие процедуры идентификации,

аутентификации, авторизации и управления учетными записями серверов под управлением ОС Astra Linux SE реализуются технологией Kerberos.

В случае, если в АС возникнет необходимость терминального доступа пользователей непосредственно к серверам с ОС Astra Linux SE, т. е. необходимость использования Astra Linux учетных записей пользователей, то для централизованного управления доступом пользователей потребуется сформировать отдельный домен из серверов с ОС Astra Linux SE со службой каталогов Astra Linux Directory (ALD), а затем настроить доверительные отношения между доменами Windows и Astra Linux SE.

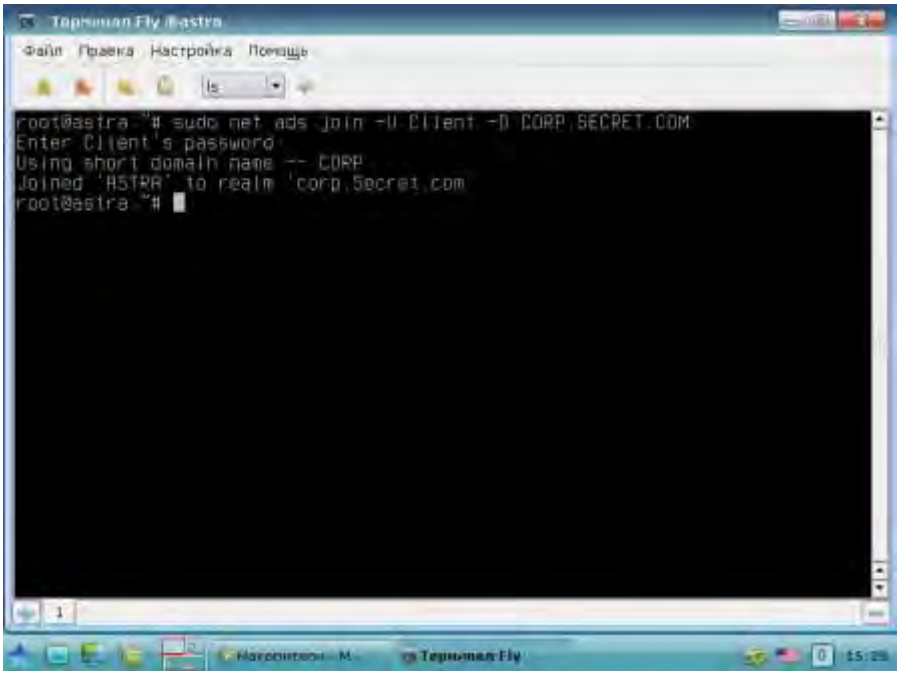


Рис. 2. Добавление ОС Astra Linux SE в домен Windows

СКВОЗНАЯ АУТЕНТИФИКАЦИЯ ПОЛЬЗОВАТЕЛЕЙ И КОМПЬЮТЕРОВ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ ПРОТОКОЛА KERBEROS

В схемах защищенной обработки информации в рассматриваемой гетерогенной АС при реализации клиент-серверного взаимодействия между компонентами СПО для сквозной аутентификации пользователей и компьютеров используется протокол Kerberos пятой версии (далее – Kerberos) в реализации как Secret Net, так и ОС Windows 7/ Server 2008 R2/ Astra Linux SE. Данный протокол применяется не в режиме шифрования для криптографического закрытия сетевого трафика, а в режиме постоянной криптографической аутентификации взаимодействующих сторон для поддержки доверенных каналов, защищенных от подмены сессии. В режиме постоянной криптографической аутентификации взаимодействующих сторон по протоколу Kerberos все сообщения между взаимодействующими сторонами дополняются криптографическими аутентификаторами, каждый из которых является аналогом электронной подписи.

Типовая схема защищенной обработки информации в АС представлена на рис. 3. Данная схема предполагает использование тонкого клиента (ТК) в комплексе с другими средствами защиты, функционирующими на различных уровнях виртуальной инфраструктуры АС, прежде всего, для усиленной и сквозной аутентификации пользователя при входе в АС и доступе к ее ресурсам, а также для формирования доверенного канала при работе пользователя со своей виртуальной машиной.

Под доверенным каналом при этом понимается как реальный, так и виртуальный канал, защищенный от подмены сессии злоумышленником. Подмена сессии может быть выполнена на основе повторного использования служебных данных, перехваченных злоумышленником в сетевом канале в процессе идентификации и аутентификации штатного пользователя.

В типовой схеме защищенной обработки информации в АС последовательно активизируются следующие пронумерованные на рисунке функции защиты (рис. 3):

1. Двухфакторная идентификация и аутентификация пользователя по паролю и электронному идентификатору iButton, непосредственно реализуемая электронным замком «Соболь». Данные об учетных записях и реквизитах аутентификации пользователей, допущенных для работы с ТК, хранятся в защищенной памяти замка «Соболь», куда заносятся при централизованном администрировании клиентом Secret Net, установленном на ТК.

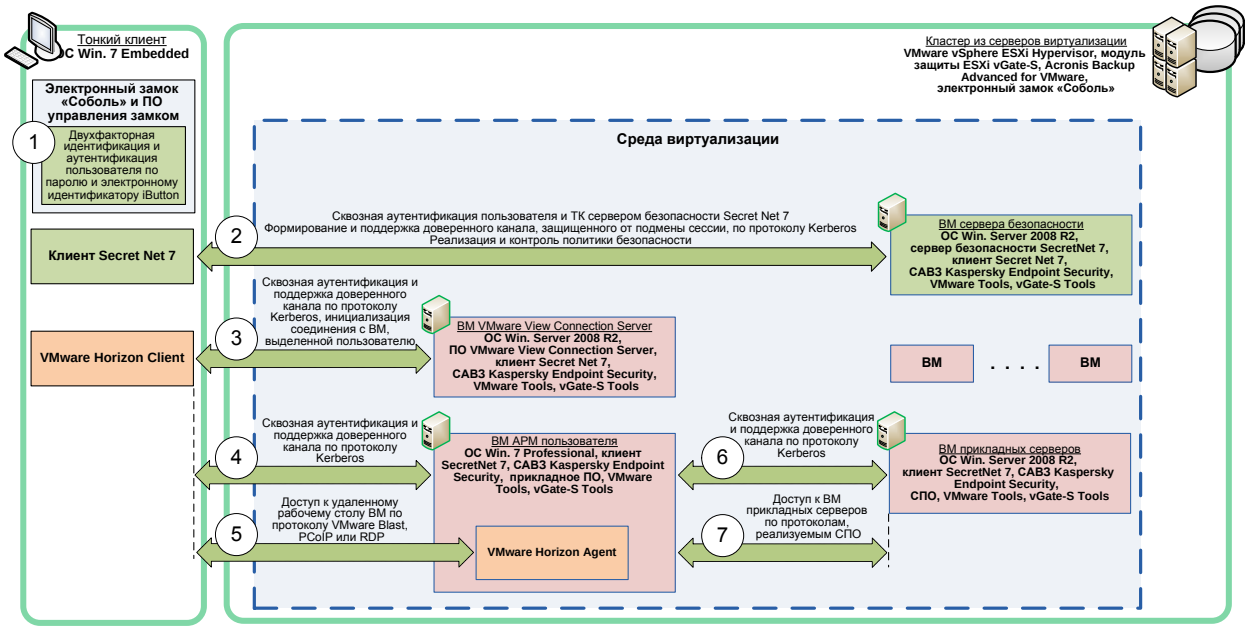


Рис. 3. Типовая схема защищенной обработки информации в АС

2. В случае успешной идентификации и аутентификации пользователя электронный замок «Соболь» инициирует загрузку установленной на ТК ОС Windows 7 Embedded, которая передает управление сетевому клиенту Secret Net. Сетевой клиент Secret Net через низкоуровневый программный интерфейс управления замком «Соболь» извлекает данные об учетной записи аутентифицированного пользователя и реализует сквозную аутентификацию пользователя и самого тонкого клиента на сервере безопасности Secret Net. Сквозная аутентификация пользователя и ТК выполняется по протоколу Kerberos, реализованному в Secret Net. При успешной сквозной аутентификации пользователя и ТК на сервере безопасности Secret Net сетевым клиентом и сервером безопасности Secret Net формируется и поддерживается доверенный канал по протоколу Kerberos. В соответствии с протоколом Kerberos в реализации Secret Net все сообщения между сетевым клиентом и сервером безопасности Secret Net дополняются криптографическим аутентификатором, являющимся аналогом электронной подписи.

3. После успешной сквозной аутентификации пользователя и ТК на сервере безопасности Secret Net вместо стандартного рабочего стола ОС Windows 7 Embedded автоматически загружается VMware Horizon Client, за пределы окна которого доступ пользователю заблокирован. В окне VMware Horizon Client в виде значков (ярлыков) отображаются доступные пользователю для запуска его виртуальные машины (ВМ). В случае выбора ВМ клиент VMware Horizon Client инициирует соединение с ВМ VMware View Connection Server, вы-

полняющей роль диспетчера доступа к среде виртуализации для авторизации соединения с ВМ, выбранной пользователем. При этом осуществляется сквозная аутентификация пользователя и поддержка доверенного канала по протоколу Kerberos, но в реализации ОС Windows 7 Embedded на ТК и Windows Server 2008 R2 на ВМ VMware View Connection Server. В состав ОС Windows (в данном случае ОС Windows 7 Embedded и Windows Server 2008 R2) входит клиент Kerberos (служба Netlogon), а в состав контроллера домена с Active Directory закрытой ЛВС на базе Windows Server 2008 R2 входит сервер Kerberos (KDC, Protected Storage). При обращении клиента Kerberos к KDC с использованием корректных логинов и паролей KDC возвращает обратившемуся билет (TGT), подтверждающий подлинность обратившегося, который действителен в пределах домена, на котором развернут KDC. При обращении пользователя к ресурсу домена (в данном случае к ВМ VMware View Connection Server) клиент Kerberos обращается к KDC и запрашивает сеансовый билет на доступ, который получает при наличии у пользователя разрешительных прав доступа.

В АС работа протокола Kerberos в реализации ОС Windows совместно с Secret Net обеспечивается за счет синхронизации встроенными средствами Secret Net учетных записей пользователей и компьютеров с контроллером домена закрытой ЛВС, функционирующего под управлением Windows Server 2008 R2, а также интеграцией Secret Net со службой каталога Active Directory, работающей на этом же контроллере домена.

4. После успешной сквозной аутентификации пользователя на ВМ VMware View Connection Server и получения разрешения на запуск пользователем указанной ВМ клиент VMware Horizon Client запускает ВМ пользователя и выполняет соединение пользователя с выбранной ВМ. При этом так же, как и на предыдущем этапе, осуществляется сквозная аутентификация пользователя и поддержка доверенного канала по протоколу Kerberos в реализации ОС Windows.

5. После успешной сквозной аутентификации пользователя на его выбранной ВМ клиент VMware Horizon Client открывает доступ к удаленному рабочему столу ВМ по заранее заданному протоколу – RDP, PCoIP или VMware Blast.

6. В случае необходимости доступа с ВМ пользователя к ВМ прикладных серверов осуществляется сквозная аутентификация пользователя и поддержка доверенного канала по протоколу Kerberos в реализации той ОС, под управлением которой функционируют эти прикладные серверы – ОС Windows Server 2008 R2 или Astra Linux SE.

7. При доступе с ВМ пользователя к ВМ прикладных серверов после успешной сквозной аутентификации этого пользователя на ВМ прикладных серверов клиентское прикладное программное обеспечение (ПО) осуществляет доступ к сервисам ВМ прикладных серверов по протоколам, реализуемым в СПО, функционирующим на этих прикладных серверах.

Важно отметить, что сквозная аутентификация и поддержка доверенного канала по протоколу Kerberos в реализации ОС Windows на 3, 4 и 6 шагах взаимодействия является дополнительной мерой для обеспечения многоуровневой защиты сетевого взаимодействия ТК в АС. Гарантированную защиту сеанса пользователя от подмены сессии обеспечивает доверенный канал, сформированный между сетевым клиентом и сервером безопасности сертифицированного средства защиты Secret Net, который поддерживается на протяжении всего сеанса работы пользователя за ТК. Признаком нарушения защищенного протокола взаимодействия ТК с сервером безопасности, а соответственно – сигналом для принудительного выхода из системы является недействительность электронной подписи в виде криптографического аутентификатора, которой дополняются все сообщения между сетевым клиентом и сервером безопасности Secret Net.

В процессе сеанса работы пользователя за ТК разграничение доступа к прикладной информации, которая хранится в сетевом хранилище данных (СХД), ее защита от вредоносных программ средствами антивирусной защиты (САВЗ), а также, при необходимости, специальное преобразование, реализуются на уровнях виртуальных машин и среды виртуализации.

ПРОГРАММНЫЕ ИНТЕРФЕЙСЫ ДЛЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СО СРЕДСТВАМИ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ

СПО, компоненты которого распределены по виртуальным машинам в среде виртуализации АС, построено по архитектуре «клиент-сервер» и распределяемые программные компоненты разделяются по функциональному признаку, предполагающему три базовые группы функций:

– функции ввода и отображения данных;
– прикладные функции;
– функции управления данными (базами данных, файлами).

Соответственно СПО в АС представляется как структура из компонентов трех видов:

– компонент представления, реализующий интерфейс с пользователем;
– прикладной компонент, обеспечивающий выполнение прикладных функций;
– компонент доступа к информационным ресурсам или менеджер ресурсов, реализующий управление данными (базами данных, файлами), накапливаемыми на томах СХД.

Выделяются двухзвенная и трехзвенная схемы распределения компонентов СПО, отличающиеся распределением прикладного компонента и менеджера ресурсов СПО (рис. 4, рис. 5). В двухзвенной схеме взаимодействия прикладной компонент и менеджер ресурсов СПО функционируют на одном виртуальном сервере, а в трехзвенной – на различных виртуальных серверах. Возможно использование схем распределения компонентов СПО с применением более трех звеньев. Но в любом случае клиент СПО, который инициирует технологические цепочки обработки, функционирует на виртуальном АРМ пользователя в среде виртуализации, доступ к которому выполняется с терминального клиента. Соответственно главная задача клиента СПО и всех промежуточных серверных компонентов СПО передать следующему серверному обработчику СПО информацию об учетной записи пользователя (включая текущий уровень допуска), от имени которого выполняется доступ к защищаемой информации и ее обработка. После получения серверным обработчиком СПО этой информации он должен сам (для ОС Astra Linux SE – на базе встроенных средств защиты) или с помощью Secret Net 7 (для ОС Windows Server 2008 R2) обеспечить разграничение доступа к используемым в процессе обработки информационным ресурсам.

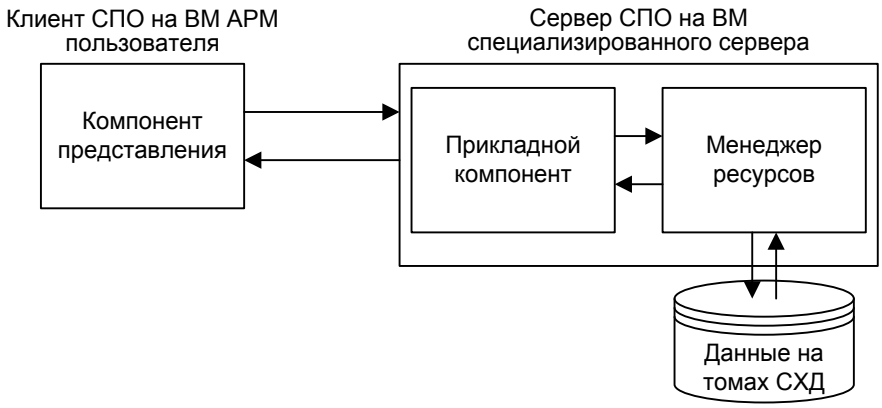


Рис. 4. Двухзвенная схема распределения компонентов СПО

Как клиент, так и серверные компоненты СПО, функционирующие под управлением ОС Windows, для выполнения перечисленных задач используют программный интерфейс подсистемы полномочного управления доступом Secret Net, реализованный в динамических библиотеках SnSrvApi.dll и SnResource.dll.

– SnSrvApi.dll – интерфейсная библиотека ядра Secret Net. Библиотека предоставляет функции для создания/завершения сессии с ядром Secret Net, получения информации об

уровне допуска и привилегиях пользователя, получения информации о сессии пользователя и данных о текущем режиме работы подсистемы полномочного доступа.

– SnResource.dll – интерфейсная библиотека управления ресурсами. Библиотека предоставляет функцию получения атрибутов полномочного доступа файла или каталога.

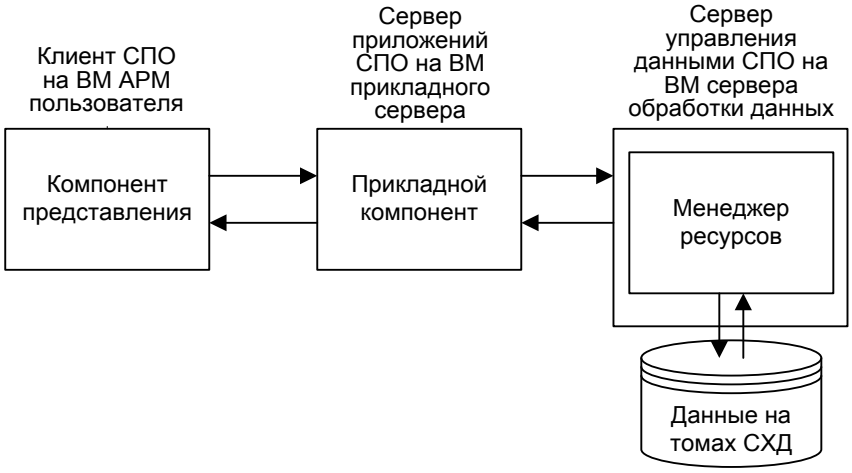


Рис. 5. Трехзвенная схема распределения компонентов СПО

Библиотеки SnSrvApi.dll и SnResource.dll копируются в каталог %SystemRoot%\System32 при установке средства защиты информации Secret Net 7.

Чтобы иметь возможность обратиться к интерфейсным функциям для работы с подсистемой полномочного доступа, в приложении должны использоваться функции LoadLibrary и GetProcAddress для динамической линковки с SnSrvApi.dll и SnResource.dll.

Имена динамических библиотек, имена и прототипы интерфейсных функций для работы с подсистемой полномочного доступа содержатся в заголовочном файле SnMandatApi.h. Заголовочный файл также содержит структуры и константы, необходимые для работы с функциями API-подсистемы полномочного доступа, коды и описания ошибок Secret Net, которые могут произойти в результате выполнения этих функций.

Для взаимодействия компонентов СПО со встроенными средствами защиты Windows целесообразно использовать специальный программный интерфейс от Microsoft – SSPI (Security Support Provider Interface), обеспечивающий взаимодействие приложений Windows с сервисом аутентификации Local Security Authority (LSA), а также доступ к другим функциям, связанным с работой подсистем защиты ОС Windows [3]. По своей сути SSPI – программный интерфейс между приложениями и провайдерами безопасности ОС Windows. SSPI используется для отделения протоколов уровня приложения от деталей реализации функций защиты и протоколов безопасности, и обеспечивает уровень абстракции для поддержки множества механизмов аутентификации.

SSPI делает доступным для приложений динамически подключаемые библиотеки провайдеров поддержки безопасности SSP (Security Support Provider), которые содержат одну или несколько схем аутентификации и криптографических преобразований, называемых пакетами безопасности. Каждый пакет безопасности отображает функции SSPI на фактические функции протокола безопасности. Функции SSPI делятся на следующие функциональные группы:

– функции управления пакетами безопасности – перечисляют установленные пакеты безопасности SSP и запрашивают их атрибуты;

– функции управления мандатами (пароли, билеты kerberos и т. д.);

– функции управления контекстом безопасности и маркерами доступа;

– функции поддержки криптозащищенных сообщений – позволяют передавать зашифрованные и подписанные электронной подписью сообщения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Реализованная технология взаимодействия СПО со средствами защиты информации от НСД позволяет в современных гетерогенных АС на прикладном уровне программного обеспечения автоматизировать защищенные технологические цепочки обработки информации и обеспечить реализацию следующих функций безопасности:

– единый контроль доступа к защищаемым ресурсам в процессе решения прикладных задач;

– управление учетными записями пользователей в различных средах – ОС Windows, ОС Astra Linux SE, СПО Документооборота, СПО высокопроизводительных вычислительных комплексов (ВВК), включая их синхронизацию при невозможности создания доверительных отношений;

– сбор, хранение и отображение событий, а также генерацию отчетов для администратора по задаваемым критериям; обработка журналов регистрации ОС Windows, Astra Linux SE, СУБД PostgreSQL, средств защиты информации от НСД, межсетевых экранов, САВЗ, СПО Документооборота, СПО ВВК и других программных средств;

– обеспечение неизменности меток конфиденциальности, назначенных файлам, электронным документам и элементам баз данных;

– управление доступом субъектов (учетных записей пользователей, групп, ролей) к объектам (функционалу СПО Документооборота, файлам, электронным документам, элементам баз данных, хранящимся в СХД) с помощью единого списка контроля доступа (Access Control List – ACL).

В конечном итоге появляется возможность интегрировать на уровне СПО разнотипные средства защиты информации и сформировать единый центр безопасности, что снизит сложность администрирования и обеспечит централизованную реализацию полной и непротиворечивой политики безопасности для нейтрализации имеющихся и появляющихся уязвимостей.

Список используемых источников

1. *Зима В.М.* Методика оценивания информационных рисков при разработке и совершенствовании систем компьютерной безопасности // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – Вып. 652. – С.40–48.

2. *Зима В.М., Новиков С.В., Андрушкевич Д.В.* Подход к построению защищенных распределенных сетей обработки данных на основе доверенной инфраструктуры // Труды СПИИРАН. – СПб.: Наука, 2015. – Вып. 1(38), т. 1. – С. 34–57.

3. *Руссинович М., Соломон Д.* Внутреннее устройство Microsoft Windows: пер. с англ. – 6-е изд. – СПб.: Питер, 2013. – 800 с.

А.Н. Киселёв,
кандидат техн. наук, доцент

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ СОВМЕСТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОТОКОЛОВ IPV6 И IPV4 С ПОЗИЦИЙ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ЗАЩИЩАЕМОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

В рамках тестирования защищенности информационной инфраструктуры представлена методика моделирования сетевой DDoS-атаки, на основе совместного использования протоколов IPv6 и IPv4. Рассмотренный в статье натурный эксперимент позволил выявить важные особенности функционирования сетевого оборудования с использованием режима инкапсуляции сетевых протоколов IPv6 и IPv4. На основе полученных данных предложены практические рекомендации для разработки дополнительных технологий информационной безопасности с целью ограничения возможностей проведения масштабных DDoS-атак на узлы IPv6.

Ключевые слова: протокол, инкапсуляция протоколов, IPv6, уязвимости, атаки, DDoS-атаки, DNS-Amplification.

ВВЕДЕНИЕ

В течение длительного времени развитие сети Интернет как глобальной коммуникационной системы носило главным образом экстенсивный характер. Происходившие в этот период изменения затрагивали, как правило, прикладной уровень, тогда как технологическая основа Интернета – протокол сетевого уровня оставалась практически неизменной. Лишь в настоящее время, впервые за всю историю своего развития, Интернет вступает в период крупномасштабных качественных изменений, связанных с внедрением новой версии протокола IP – IPv6.

В настоящий момент объем сетевого трафика архитектуры IPv6 в странах Северной Америки и Западной Европы приближается к 50%. Архитектура протоколов IPv6 активно внедряется государственными органами крупнейших стран мира. Так, в 2005 году в США был принят правительственный документ «Планирование перехода на IPv6», а с июня 2008 года всем правительственным учреждениям было предписано использовать IPv6. В 2008 году страны ЕС приняли концепцию развития IPv6 на государственном уровне [1].

В настоящее время проблематике построения эффективных систем информационной безопасности современных информационно-телекоммуникационных сетей (ИТКС) посвящено большое количество работ отечественных ученых: П.Д. Зегжды, А.Г. Ломако, С.А. Петренко [2–4]. В ряде работ ставятся вопросы исследования уязвимости сетевых протоколов [5, 6]. Однако анализ данных работ показал, что в них отсутствуют вопросы анализа защищенности совместного использования инфраструктуры протоколов IPv4 и IPv6.

Предлагаемая методика моделирования сетевой DDoS-атаки в рамках исследования защищенности информационной инфраструктуры

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРОТОКОЛА IPv6

Среди основных отличительных особенностей протокола IPv6 выделяются следующие:

1) новый формат заголовка, призванный минимизировать наличие в нем дополнительных данных [7];

2) большое пространство адресов (16-байтовые исходные и конечные адреса) [8];

3) эффективная и иерархическая адресация и инфраструктура маршрутизации;

4) расширение конфигурирования адресов как за счет упрощенной настройки, так и с ис-

пользованием сервером технологии DHCP;

5) наличие встроенных средств обеспечения безопасности, при этом поддержка протокола IPSec является основным требованием семейства протоколов Ipv6;

6) новые протоколы для поддержки взаимодействия соседних узлов [протоколы ND (Neighbor Discovery), ICMPv6 (Internet Control Message Protocol for IPv6), управляющие взаимодействием соседних узлов (замена ARP)];

7) возможность расширения заголовка, протокол IPv6 может быть расширен для использования новых возможностей путем добавления расширенных заголовков после заголовка IPv6.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОВЕДЕНИЯ DDOS-АТАК НА ИНФОРМАЦИОННУЮ ИНФРАСТРУКТУРУ

Одной из основных угроз безопасности инфраструктуре современных информационных систем является возможность анонимной работы пользователей сети Интернет, которая предполагает сокрытие (модификацию) своих идентификационных признаков (как правило, адресных характеристик) при работе в сети, например MAC и IP-адресов.

В рамках исследования безопасности функционирования протокола IPv6 на предмет возможности обеспечения анонимной работы пользователей Интернет рассматриваются следующее вопросы:

1. Возможность организации скрытой передачи данных по сети.
2. Возможности скрытого распространения вредоносного программного обеспечения (ПО).
3. Организация скрытого сбора информации за объектами Сети.
4. Возможности проведения масштабных DDoS-атак – TCP-SYN-flood, UDP-flood, а также атаки типа «Amplification» − усиления (DNS-amplification, NTP-amplification, SSDP − amplification и т. д.).

Анализ показал, что все указанные выше технологии требуют реализации одной из технологий анонимизации – спуфинга («spoofing»), т. е. подмены адресов источника сетевого трафика.

Для подтверждения возможности осуществления анонимной DDoS-атаки было проведено моделирование одного из наиболее перспективных классов сетевых DSoS-атак − DNS-amplification. Идея атаки основывается на специфике функционирования протокола DNS, а именно в том, что размер ответных протокольных блоков протокола DNS в 50−70 раз может превышать размер запросов.

Как правило, методика проведения атаки, выглядит следующим образом (рис. 1): атакующий инициирует начало проведения атаки, подавая сигнал подконтрольным (скомпрометированным) компьютерам – бот-сети [9].

Узлы бот-сети инициируют DNS-запрос для получения IP-адреса для установки сетевого соединения. Ключевым моментом данного класса атак является то, что компьютеры бот-сети, используя технологию спуфинга, подменяют свой IP-адрес (как источника запроса) и в качестве его указывают IP-адрес атакуемого сервера сети Интернет. Сгенерированный запрос обрабатывается многоуровневой инфраструктурой серверов DNS и в качестве результата отправляет ответный поток DNS-ответов на IP-адрес атакуемого сервера. Учитывая тот факт, что ответный трафик может в 70 раз превосходить трафик, инициирующий DNS-запросы, при больших объемах трафика пропускная способность атакуемого сервера не в состоянии обрабатывать такое количество ответов и сервер выводится из строя. Эксперименты показали, что при количестве подконтрольных компьютеров бот-сети около 20000 объем трафика, отправляемого на атакуемый сервер, может превышать несколько десятков гигабит в секунду.

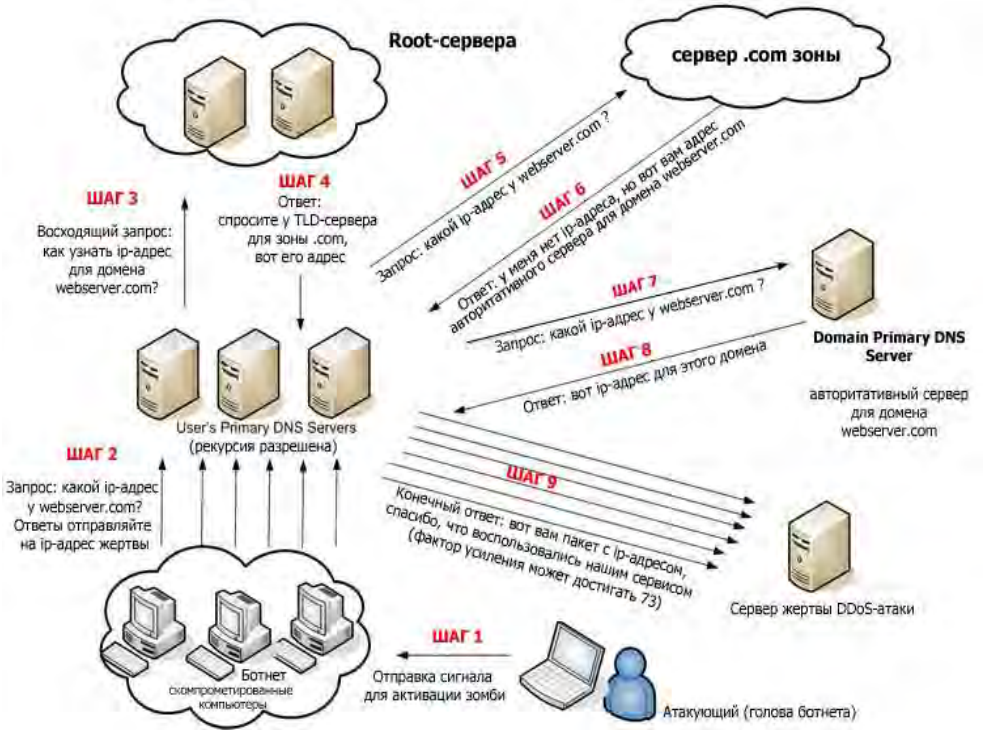


Рис. 1. Методика проведения DDos-атаки типа DNS-amplification

Для предотвращения подобного рода атак сетевое оборудование и средства защиты провайдеров запрещают отправку сетевых пакетов с измененными IP-адресами. Однако исследования защищенности инфраструктуры протоколов IPv6 позволили выявить уязвимость алгоритмов обработки сетевого трафика при проведении DDos-атак, основанные на технологии спуфинга и совместного использования протоколов IPv6 и IPv4.

МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ СЕТЕВОЙ DDOS-АТАКИ НА ОСНОВЕ СОВМЕСТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОТОКОЛОВ IPv6 и IPv4 В РАМКАХ ТЕСТИРОВАНИЯ ЗАЩИЩЕННОСТИ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

Для проверки возможности проведения масштабных DDoS-атак разработана методика, основанная на экспериментально выявленных уязвимостях совместного использования протоколов IPv6 и IPv4.

Одним из основных способов сопряжения инфраструктуры протоколов IPv4 и IPv6 является технология туннелирования [10]. Пример организации взаимодействия инфраструктур IPv4 и IPv6 приведен на рис. 2. С использованием технологии инкапсуляции пакет IPv6 интегрируется в пакет IPv4 и передается через сетевое оборудование (так называемые релеи 6to4 и 4to6).

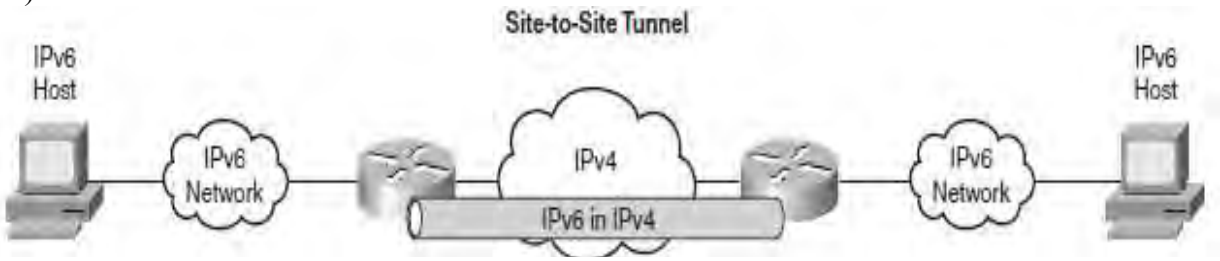


Рис. 2. Схема использования технологий туннелирования для сопряжения сетей IPv4 и IPv6

Структура инкапсулированных указанным выше способом протокольных блоков данных представлена на рис. 3.

```
▶ Frame 1: 95 bytes on wire (760 bits), 95 bytes captured (760 bits)
▶ Ethernet II, Src: 00:18:de:4a:a5:8a, Dst: 20:cf:30:c7:41:c6
▶ Internet Protocol Version 4, Src: 192.168.1.2, Dst: 192.88.99.1
▶ Internet Protocol Version 6, Src: 2002:bc86:c7d::1881:3401:2125, Dst: 2a00:1450:4010:c00::69
▼ Internet Control Message Protocol v6
    Type: Echo (ping) request (128)
    Code: 0
    Checksum: 0xac8a [correct]
    Identifier: 0x0000
    Sequence: 0
  ▶ [No response seen]
  ▼ Data (13 bytes)
      Data: 74657374313233343536373839
      [Length: 13]
```

Рис. 3. Инкапсулированные протокольные блоки IPv6

В рамках проведения экспериментальных исследований было установлено, что сетевое оборудование для обеспечения туннелирования не осуществляет проверку корректности инкапсулированных адресов IPv6, что позволяет формировать в качестве адреса-источника сетевого запроса любой IPv6-адрес, т. е. применять технологию спуфинга для моделирования сетевых атак.

Схема проведенного эксперимента представлена на рис. 4.

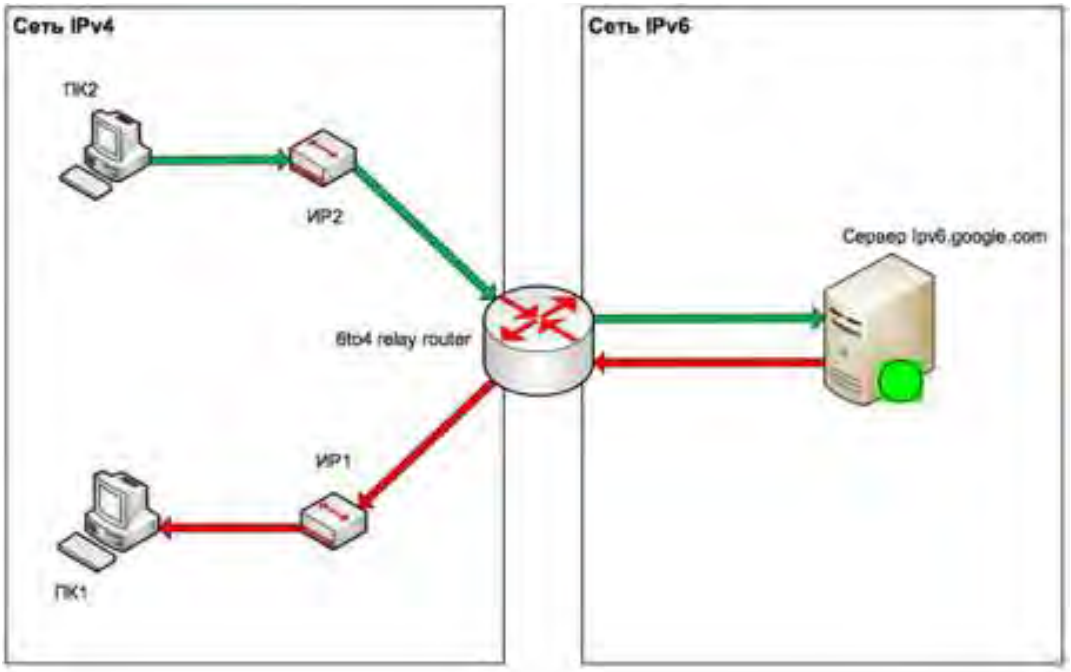


Рис. 4. Схема проведения эксперимента:
ПК2 – компьютер атакующего; ПК1 – атакуемый компьютер

1. На ПК2 (атакующий) с помощью специальной утилиты Scapy формируется запрос ICMPv6EchoRequest с указанием в поле data протокола ICMPv6 значения «test123456789» (для последующего поиска пакета и доказательства достоверности проведения эксперимента).

2. ПК2 посылает с использованием туннеля 6to4 ICMPv6EchoRequest запрос на сайт ipv6.google.com, указывая в качестве IPv6-адреса источника IPv6 адрес атакуемого компьютера ПК1.

3. Интернет-роутер №2 (ИР2) преобразовывает локальный IPv4-адрес ПК2 во внешний статический и пересылает запрос на 6to4 Relay-роутер.

4. 6to4 Relay-роутер обрабатывает протокол IPv4, выделяет IPv6-пакет запроса и пересылает его на ipv6.google.com.

5. Сайт ipv6.google.com получает запрос, формирует ответ ICMPv6EchoReply и согласно IPv6-адресу источника пакета запроса отправляет пакет ответа на ПК1 (вместо ПК2).

6. 6to4 Relay-роутер на основании IPv6-адреса получателя определяет IPv4-адрес получателя (ПК1), формирует заголовок протокола IPv4, добавляет к нему IPv6-пакет ответа и пересылает его интернет-роутеру №1 (ИР1).

7. ИР2 преобразовывает внешний статический IPv4-адрес в локальный и пересылает запрос на ПК1.

8. ПК1 принимает ответ ICMPv6EchoReply с сайта ipv6.google.com.

Таким образом, используя уязвимость технологии туннелирования, можно осуществить моделирования атаки с использованием подмены адреса (спуфинга), в частности наиболее эффективные на настоящее время DDoS-атаки типа «Amplification».

В рамках тестирования защищенности информационной инфраструктуры, в предложенной методике моделирования сетевой DDoS-атаки, на основе совместного использования протоколов IPv6 и IPv4, решена задача выявления особенностей функционирования сетевого оборудования с использованием режима туннелирования сетевых протоколов. На основе использования данной методики были установлены уязвимые для исследуемого класса сетевых атак перечни сетевого оборудования.

Достоверность и обоснованность предлагаемой методики моделирования подтверждается программной реализацией, а также ее использованием в научно-исследовательской работе.

Для предотвращения атак подобного класса предлагаются следующие рекомендации по обеспечению информационной безопасности:

1. Осуществлять фильтрацию на межсетевых экранах и граничных маршрутизаторах трафика IPv6 и различных туннелей (6to4, 6over4, ISATAP, Teredo).
2. Если туннелирование IPv6 требуется, то разрешение на передачу трафика необходимо задавать только для определенных хостов.
3. Настраивать системы обнаружения атак на распознавание IPv6 в локальной сети.
4. Блокировать, если это необходимо трафик IPv6 (например, при отсутствии необходимости работы с ресурсами IPv6).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основываясь на проведенном анализе различных атак, включая абсолютно новые классы, которые возникли непосредственно из-за принципов реализации и функционирования IPv6, напрашивается вывод, что без применения специальных методик защиты данный протокол находится в группе риска. Следует отметить, что с учетом наличия большого количества специального программного обеспечения (для манипулирования с сетевым трафиком), которое становится все более легким в использовании, появляется угроза осуществления атак нападающими даже с небольшим уровнем знаний в данной предметной области. Учитывая все вышесказанное, очевидным становится то, что протокол IPv6 нуждается в дополнительных технологиях обеспечения информационной безопасности, ряд из которых был предложен в этой работе. Представленные рекомендации позволят пользователям быть более уверенным в надежности нового протокола, за которым, безусловно, стоит будущее сети Интернет.

Список используемых источников

1. 2008: «ADVANCING THE INTERNET – Action Plan for the deployment of Internet Protocol version 6 (IPv6) in Europe». – URL: www.eesc.europa.eu (дата обращения: 01.12.2018).

2. *Зегжда П.Д., Калинин М.О.* Автоматическое управление безопасностью компьютерных систем // Проблемы информационной безопасности. Компьютерные системы. – 2013. – № 4. – С. 15–23.

3. *Бирюков Д.Н., Ломако А.Г.* Построение систем информационной безопасности: от живых организмов к киберсистемам // Защита информации. Инсайд. – 2013. – № 2 (50) – С. 61–65.

4. *Петренко С.А.* Концепция поддержания работоспособности киберсистем в условиях информационно-технических воздействий // Труды института системного анализа Российской Академии наук. – 2009. – Т. 14 – С. 175–193.

5. *Hall G.*, *Watson E.* Hacking: Computer Hacking, Security Testing, Penetration Testing, and Basic Security // CreateSpace Independent Publishing Platform. – 2016.

6. *Hogg S., Vyncke E.* IPv6 Security // Cisco Press; 1 edition. – 2008.

7. *Hinden R., Deering S.* IP Version 6 Addressing Architecture // RFC 2373, July, 1998.

8. *Bradner S., Mankin A.* The Recommendations for the IP Next Generation Protocol // RFC 1752, Jan. 1995.

9. DNS Amplification Attack. – URL: https://www.cloudflare.com/learning/ddos/dns-amplification-ddos-attack/ (дата обращения: 01.12.2018).

10. Описание технологии туннелирования 6to4. – URL: http://www.ietf.org/rfc/rfc3056.txt (дата обращения: 01.12.2018).

В.Ф. Алексеев
доктор техн. наук, доцент;
Ю.В. Левадный
кандидат военных наук;
И.В. Чернов
кандидат техн. наук

ОБОСНОВАНИЕ ЭМПИРИЧЕСКОГО КОЭФФИЦИЕНТА ПОНИЖЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ

В данной статье представлен подход к обоснованию точности исходной геодезической основы для выполнения калибровки гиротеодолитов, количеству выполняемых ими пусков и приемов геодезической привязки. Обосновывается способ расчета эмпирического коэффициента понижения точности гироскопических наблюдений. Исходными данными для реализации подхода являются требования к точности получения азимутов направлений, что позволяет подойти к обоснованию требований к метрологическому обслуживанию гиротеодолитов с позиции обеспечения заданного результата ориентирования, а следовательно, и с позиции повышения эффективности гироскопического ориентирования.

Ключевые слова: гиротеодолит, метрологическое обслуживание, эталонирование, приборная поправка.

ВВЕДЕНИЕ

Современная законодательная метрология [1] определяет, что средства измерений, не предназначенные для применения в сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений, могут в добровольном порядке подвергаться калибровке. Под калибровкой понимается совокупность операций, определяющих соотношение между значениями величин, полученных при помощи данного измерительного прибора, и соответствующими значениям величин, установленных при помощи эталона [2].

Действующее руководство по астрономо-геодезическим работам [3] определяет понятие «эталонирование», заключающееся в определении постоянной приборной поправки Δ, определение которой состоит в нахождении разницы между эталонным значением азимута направления и значением азимута направления, полученного гиротеодолитом из многочисленных наблюдений. Введением приборной поправки стремятся устранить постоянную составляющую систематической погрешности в результатах измерений. Очевидно, что под понятием «эталонирование» в [3] понимается калибровка [2].

Руководство [3] определяет требования к метрологическому обслуживанию гиротеодолитов, которые уже несколько десятилетий не применяются при астрономо-геодезическом обеспечении. С другой стороны, руководство [3] носит декларативный характер и не позволяет применить или адаптировать приведенные в нем требования к метрологическому обслуживанию современных гиротеодолитов. Становится актуальной задача по обоснованию требований к калибровке современных гиротеодолитов.

ЭМПИРИЧЕСКИЙ КОЭФФИЦИЕНТ ПОНИЖЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ

Необходимость регулярного и внеочередного определения Δ вызвана действием внешних сил, которые накладывают моменты относительно оси прецессии (моменты от температурной разбалансировки чувствительного элемента (ЧЭ), сил трения, сил магнитного взаимодействия и др.). Также необходимость определения Δ обусловлена появлением деформаций

системы подвеса ЧЭ вследствие старения и изменения температуры металла, перемещением оптических деталей при транспортировке, перепадах температур [4, 5].

Поскольку приборная поправка участвует в вычислении азимутов направлений [4, 5]

$$a = M - N_0 + \Delta, \tag{1}$$

то ошибки ее определения неизбежно исказят значение азимутов

$$m_a^2 = m_M^2 + m_{N_0}^2 + m_\Delta^2 \tag{2}$$

или

$$m_a^2 = m_{\text{гир}}^2 + m_\Delta^2,$$

где Δ – приборная поправка;

M – отчет по горизонтальному кругу при наведении зрительной трубы на местный предмет;

N_0 – отсчет, соответствующий положению динамического равновесия ЧЭ;

m – среднеквадратические ошибки (СКО).

С другой стороны, приборная поправка определяется из обычных пусков как разность азимута $a_{\text{гир}}$ полученного гиротеодолитом без учета Δ и эталонного значения азимута a_0 [4, 5, 6]

$$\Delta = a_0 - a_{\text{гир}}, \tag{3}$$

где a_0 – значение эталонного азимута;

$a_{\text{гир}}$ – значение азимута, полученное гиротеодолитом из многочисленных наблюдений без учета Δ.

Используя СКО функции независимых аргументов [3, 6], на основании (3) справедливо равенство

$$m_\Delta^2 = m_{\text{гир}}^2 + m_{a_0}^2. \tag{4}$$

При увеличении числа пусков систематическая составляющая ошибки будет оставаться практически без изменения [4, 7], а случайная часть ошибки будет уменьшаться в $n^{1/2}$ раз [3, 6]

$$m_{\text{гир}} = \frac{\mu_{\text{гир}}}{\sqrt{n_0}}, \tag{5}$$

где n_0 – количество пусков при эталонировании;

$\mu_{\text{гир}}$ – СКО определения азимута одним пуском. Теоретически рассчитанное (5) СКО определения азимута n_0 пусками приведена на рис. 1.

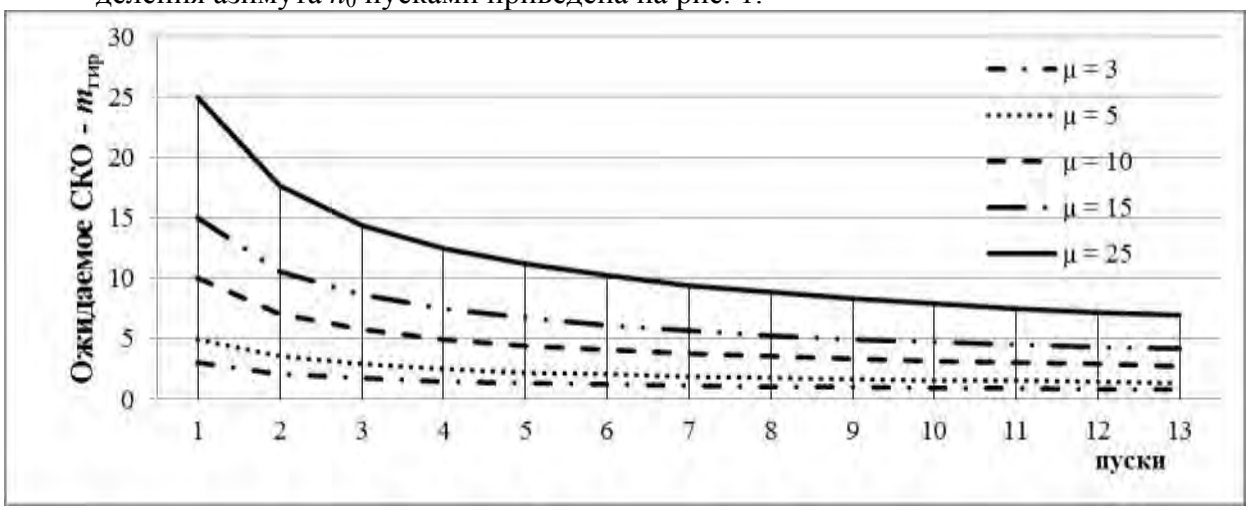


Рис. 1. Зависимость СКО определения азимута от количества пусков и от μ

Из рис. 1 и 2 видно, что после 2–4 пусков результирующее СКО изменяется незначительно. Таким образом, затраченный мото- и временной ресурсы будут менее оправданы по сравнению с полученным улучшением СКО. Можно сделать вывод, что оптимальное количество пусков при ориентировании одним гиротеодолитом составит 2–4. При 2–4 пусках одним прибором результирующая СКО теоретически составит $0{,}75m_{гир}$–$0{,}5m_{гир}$.

Однако, в результате эмпирических исследований (Ги-Б2) показано [4, 5], что СКО ориентирования при двух пусках составит $0{,}85m_{гир}$, при трех и четырех пусках составит $0{,}75m_{гир}$ и $0{,}7m_{гир}$ соответственно, а при увеличении числа пусков до 9–12 (при эталонировании) СКО ориентирования составляет около $0{,}5m_{гир}$ [4, 5, 6] (рис. 2). Очевидно, такое понижение точности обусловлено наличием остаточных систематических погрешностей [1], которые не нейтрализуются при увеличении количества измерений. Для учета остаточных систематических погрешностей при априорных расчетах предложено [4, 5, 6] вводить эмпирический коэффициент K_{n0}, зависящий от количества пусков

$$m_{гир} = K_{n_0} \frac{\mu_{гир}}{\sqrt{n_0}}. \qquad (6)$$

Коэффициенты K_n для гиротеодолитов типа Ги-Б приводятся в [3] и [4, 5]. Сводная таблица значений K_n для гиротеодолитов типа Ги-Б приведена в табл. 1.

Таблица 1

Значения K_n при n пусках для гиротеодолитов типа Ги-Б

Тип гиротеодолита	Коэффициент K_n при n пусках						
	$n = 1$	$n = 2$	$n = 3$	$n = 4$	$n = 5$	$n = 9$	$n = 12$
Ги-Б1, Ги-Б2, Ги-Б2М,	1,0	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7

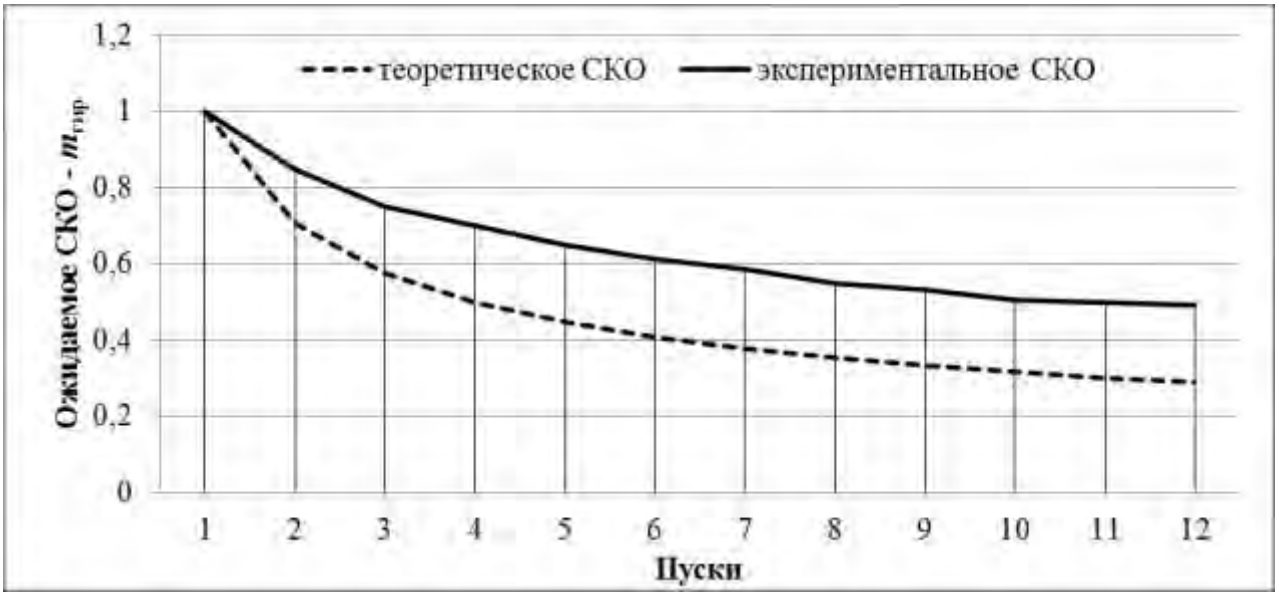


Рис. 2. Теоретическая и экспериментальная зависимость СКО определения азимута от количества пусков

Однако гиротеодолиты типа Ги-Б давно не производятся, а имеющиеся в парках топогеодезической техники имеют срок службы более 25 лет. Все чаще применяются другие в том числе новые модели. Актуальным становится вопрос определения K_n для других типов гиротеодолитов.

Из (6) можно заключить, что K_n есть функция соотношения отклонения оценки величины от «истинного» значения и отклонения оценки той же величины от ее математического ожидания.

Для определения $\mu_{гир}$ – СКО определения азимута одним пуском используется формула Бесселя [8, 9], характеризующая точность измерений без учета влияния систематических погрешностей по ограниченному числу измерений [8, 9]

$$\mu_{гир} = \sqrt{\frac{\sum\left(a_i - a_{ср}\right)^2}{n-1}}\,. \tag{7}$$

Используя формулу Гаусса, для среднеквадратической ошибки [9] можно записать

$$\mu_{гир_0} = \sqrt{\frac{\sum\left(a_i - a_0\right)^2}{n}}\,. \tag{8}$$

Отношение среднеквадратического отклонения $\mu_{гир0}$ от эталонного значения и среднеквадратического отклонения $\mu_{гир}$ от среднего значения определит коэффициент K_n

$$K_n = \frac{\mu_{гир_0}}{\mu_{гир}} = \sqrt{\frac{n-1}{n}\cdot\frac{\sum\left(a_i - a_0\right)^2}{\sum\left(a_i - a_{ср}\right)^2}}\,. \tag{9}$$

Таким образом, можно представить определение эмпирического коэффициента понижения точности – K_n. Применяя формулу (9), необходимо рассчитать значения K_n для заданного количества пусков. Полученные значения целесообразно использовать для повышения достоверности априорных и апостериорных расчетов СКО при ориентировании гиротеодолитом, а само исследование проводить во время калибровки гиротеодолитов.

ИСХОДНАЯ ОСНОВА ДЛЯ КАЛИБРОВКИ ГИРОТЕОДОЛИТОВ

Требования к исходной основе для калибровки гиротеодолитов, приведенные в руководстве [3], представлены в табл. 2.

Таблица 2

Исходная геодезическая основа для калибровки гиротеодолитов

Заданная точность ориентирования, ″	Средняя квадратическая погрешность астрономического азимута эталонного направления (не более), ″	Исходная геодезическая основа для эталонирования
3 5	1 2	Базы и полевые пункты эталонирования; пункты Лапласа
10	3	Базы и полевые пункты эталонирования; стороны ГГС 1 и 2 кл.
15	5	Полевые пункты эталонирования; стороны ГГС 1–4 кл.
30	10	Полевые пункты эталонирования; стороны ГГС 1–4 кл; направления с пунктов ГГС на ОРП
60	15	Полевые пункты эталонирования; стороны ГГС и СГС15; направления с пунктов ГГС и СГС-15 на ОРП

Анализ современного рынка гиротеодолитов и уровня точности достигаемого современными гиротеодолитами позволяет сделать вывод о необходимости пересмотра требований

табл. 2 поскольку уровень точности ориентирования уже превысил 3–5″, а указанные модели не применяются. Для пересмотра требований требуется обоснование критериев пригодности исходной основы (эталонных азимутов) для калибровки исходя из точности ориентирования. Подставив (6) в (4), будет получено выражение

$$m_{\Delta}^2 = K_{n_0}^2 \frac{\mu_{\text{гир}}^2}{n_0} + m_{a_0}^2 . \tag{10}$$

Подставив полученное выражение (10) в (2), получим

$$m_a^2 = m_{\text{гир}}^2 + K_{n_0}^2 \frac{\mu_{\text{гир}}^2}{n_0} + m_{a_0}^2 . \tag{11}$$

По аналогии с (6) заменим $m_{\text{гир}}$ в выражении (11)

$$m_a^2 = K_n^2 \frac{\mu_{\text{гир}}^2}{n} + K_{n_0}^2 \frac{\mu_{\text{гир}}^2}{n_0} + m_{a_0}^2 . \tag{12}$$

Анализ формулы (12) и характера зависимости СКО определения азимута от количества пусков (см. рис. 2) позволяет сделать вывод: первые два слагаемых обусловлены количеством измерений, а третье зависит от выбора эталонного азимута. Известно, что контролирующая система (эталонный азимут) должна быть точнее контролируемой (гиротеодолиты) в три-пять раз [9]. Приняв условие, изложенное выше, и на основе формулы (12) можно записать критерий пригодности исходной основы по заданной точности ориентирования

$$m_{a_0} \le \frac{1}{3} m_a , \tag{13}$$

где m_{a0} – требуемая СКО эталонного азимута;

m_a – заданная точность определения азимутов направлений.

ЧИСЛО ПУСКОВ ВЫПОЛНЯЕМЫХ ПРИ КАЛИБРОВКЕ

Требования к количеству пусков, выполняемых при калибровке гиротеодолитов, приведены в [3, 4] и систематизированы в табл. 3.

Таблица 3

Число пусков выполняемых при калибровке гиротеодолитов

Тип прибора	СКО определения азимута из одного пуска μ, ″	Число пусков
Ги-Б3	3–8	12
15Ш29	5–7	12
Ги-Б2М	5–8	12
Ги-Б2	10–15	12
Ги-Б1	15–20	9
Ги-С2	25–30	6

Все приведенные типы приборов устарели и не применяются в практике астрономо-геодезического обеспечения. Для обоснования числа пусков при калибровке любым типом приборов может быть использована формула (12) и правило: «если составляющая СКО (исходные направления) точнее других составляющих (эталонируемые гиротеодолиты) в три-пять раз, то ей можно пренебречь» [9]. Вышеописанный принцип позволяет обосновать критерий выбора количества пусков, выполняемых при калибровке

$$K_{n_0}\frac{\mu_{\text{гир}}}{\sqrt{n_0}} \le \frac{1}{3}m_a;$$

$$n_0 \ge \left(3K_{n_0}\frac{\mu_{\text{гир}}}{m_a}\right)^2 \Big| n_0 \in \mathbf{N}, \tag{14}$$

где n_0 – требуемое количество пусков при эталонировании;

$\mathbf{N}$ – множество натуральных чисел;

m_a – заданная точность определения азимутов направлений;

$\mu_{\text{гир}}$ – СКО определения азимута одним пуском.

ЧИСЛО ПРИЕМОВ ПРИ ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКЕ

Неотъемлемой частью каждого пуска, а значит и калибровки гиротеодолитов, является геодезическая привязка [3, 4, 5]. Следовательно, ошибки геодезической привязки неизбежно исказят значение азимутов и Δ. Таким образом возникает задача определения количества приемов при геодезической привязке.

На основании (2) и (11) справедливо равенство

$$m_a^2 = m_M^2 + m_{N_0}^2 + K_{n_0}^2\frac{\mu_{\text{гир}}^2}{n_0} + m_{a_0}^2. \tag{15}$$

Используя принцип получения (12) и (14), возможно составить неравенство

$$m_M \le \frac{1}{3}m_a. \tag{16}$$

После подстановки в выражение (16) формулы (5) получим

$$\frac{\mu_M}{\sqrt{n_\beta}} \le \frac{1}{3}m_a.$$

Окончательно критерий выбора количества приемов при геодезической привязке составит

$$n_\beta \ge \left(3\frac{\mu_M}{m_a}\right)^2 \Big| n_\beta \in \mathbf{N}, \tag{17}$$

где n_β – требуемое количество приемов при геодезической привязке;

m_a – заданная точность определения азимутов направлений;

μ_M – СКО определения угла одним приемом (определяется экспериментально по формуле Бесселя [9]).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В предлагаемой статье обоснован способ расчета эмпирического коэффициента понижения точности гироскопических наблюдений, который позволяет повысить достоверность априорных и апостериорных оценок точности при гироскопическом ориентировании. Представлен подход к обоснованию точности исходной геодезической основы для выполнения калибровки гиротеодолитов. Обоснован подход к определению количества выполняемых пусков и приемов геодезической привязки при калибровке гиротеодолитов с учетом эмпирического коэффициента понижения точности. Исходными данными для реализации подхода являются требования к точности получения азимутов направлений, которые определяет заказчик геодезических работ. Это позволяет подойти к обоснованию требований к метрологическому обслуживанию гиротеодолитов с позиции обеспечения заданного результата ориентирования, а следовательно, и с позиции повышения эффективности гироскопического ориентирования.

Список используемых источников

1. Российская Федерация. Законы. Об обеспечении единства измерений. N 102-ФЗ: федеральный закон [принят Гос. думой 26 июня 2008 г.]. – URL: www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_77904/ (дата обращения: 10.10.2018).

2. Научно-методический подход к оцениванию сложных технических комплексов с учетом метрологического обеспечения / Я.Н. Гусеница, И.В. Дорожко, И.А. Кочалов, А.Б. Петухов // Труды МАИ. – 2018. – № 98. – С. 20.

3. Руководство по астрономо-геодезическим работам при топогеодезическом обеспечении войск. Ч. 3. Гироскопическое ориентирование. – М.: РИО ВТС, 1979. – 224 с.

4. *Воронков Н.Н.* Гироскопическое ориентирование: учебник. – М.: ВИА, 1968. – 342 с.

5. *Воронков Н.Н., Кутырев В.В., Ашимов Н.М.* Гироскопическое ориентирование. – М.: Недра, 1980. – 295 с.

6. Повышение точности определения азимутов с использованием гиротеодолитных комплектов / И.В. Чернов, А.В. Кокорев, В.Д. Сенин, Е.И. Литинский // Информация и космос. – 2018. – № 2. – С. 101–104.

7. *Чернов И.В.* Методика применения аппаратуры потребителей космических навигационных систем для автономного определения азимутов с требуемой точностью // Информация и космос. – 2017. – № 2. – С. 88–94.

8. *Чернов И.В.* Модель интегрированной спутниково-гироскопической системы оперативного определения высокоточного азимута // Геодезия и картография. – 2017. – Т. 78, № 7. – С. 2–8.

9. *Астапович А.В.* Теория математической обработки измерений. Ч. 1. Ошибки измерений: учеб. пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – 191 с.

И.О. Бурова;
В.А. Романенко;
А.В. Самонов,
кандидат техн. наук;
Г.Н. Самонова

МЕТОДИКА И АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЦЕССОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ВЕРИФИКАЦИИ КАЧЕСТВА ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ СИСТЕМ ВООРУЖЕНИЯ НА ОСНОВЕ ИСПОЛНЯЕМЫХ UML-МОДЕЛЕЙ

Для преодоления трудностей, имеющихся в области разработки сложных программно-технических систем (СПТС), в настоящее время используется подход, основанный на методологии модельно-ориентированной системной инженерии. Реализация данного подхода предполагает, что создаваемые и используемые на всех этапах жизненного цикла системы артефакты (комплекс требований, технический проект, программные и технические реализации, средства верификации и тестирования) представляются в виде формальных или полуформальных моделей, благодаря чему может быть реализован программно-контролируемый процесс создания СПТС. Наибольшую сложность в настоящее время представляют вопросы, связанные с разработкой и верификацией моделей требований и архитектуры. В статье представлены результаты анализа существующих решений и описаны разработанные авторами статьи методы и алгоритмы, обеспечивающие реализацию программно-управляемого процесса разработки и контроля качества СПТС на этапах анализа требований и проектирования архитектуры.

Ключевые слова: диаграммы активности, диаграммы последовательности, модели анализа, модели архитектуры, проектирование и верификация программно-аппаратных систем.

ВВЕДЕНИЕ

Современные автоматизированные системы военного назначения (АСВН) и программные средства систем вооружения (ПССВ) являются сложными программно-техническими системами (СПТС), при разработке которых необходимо учитывать следующие особенности как самих систем, так и процесса их создания:

– отсутствие прямых аналогов, ограничивающее возможность использования типовых проектных решений и готовых прикладных систем;

– высокие требования к их надежности, производительности и защищенности;

– необходимость интеграции вновь разрабатываемых систем с существующими и унаследованными;

– функционирование в неоднородной среде на нескольких аппаратных платформах.

В связи с этим, разработка таких систем представляет собой сложную и ресурсоемкую задачу, результат решения которой, к сожалению, не всегда соответствует заданным требованиям и целевым установкам. О наличии серьезных проблем в области создания и внедрения СПТС красноречиво свидетельствуют результаты анализа успешности выполнения как отечественных, так и зарубежных проектов по их созданию. В качестве примера приведем данные из отчета компании «The Standish Group» [1], о качестве реализации проектов по созданию информационных систем (ИС), выполненных в США за последние 15 лет. Согласно этим данным только 16,2% проектов завершились вовремя и в рамках первоначального бюджета, при этом 31,1% проектов по созданию ИС провалились, 52,7% – столкнулись с проблемами, из-за которых итоговый бюджет превысил первоначальный в среднем в 2 раза, сроки выросли в 3,3 раза, при этом было реализовано менее 75 % требуемого функционала.

Для преодоления имеющих место проблем и трудностей в рамках системной и программной инженерии разрабатываются новые более эффективные технологии, модели и средства автоматизированного проектирования, разработки и верификации СПТС. Жизненный цикл (ЖЦ) СПТС состоит из четырех основных этапов: обоснование требований, проектирование, реализация и применение. Как показал проведенный анализ, более и менее успешно в настоящее время решены вопросы, связанные с автоматизацией процессов генерации и верификации программного кода, создаваемого на этапе реализации. В то же время на начальных этапах создания СПТС, а именно на этапе формирования комплекса требований и этапе проектирования архитектуры системы по-прежнему требуется существенное участие проектировщиков и разработчиков. Необходимость создания более совершенных автоматизированных средств поддержки решения этих задач подтверждают, в частности, данные о распределении стоимости ошибок, созданных и обнаруженных на различных этапах ЖЦ СПТС. По материалам [2] установлено, что удельная стоимость исправления дефектов возрастает по экспоненциальному закону распределения по мере продвижения продукта к стадии эксплуатации. При этом затраты на исправление дефекта на этапе верификации в четыре раза превышают затраты на его устранение на этапе проектирования и в 20 раз, если бы он был обнаружен и устранен на этапе обоснования требований. Стоимость исправления дефектов на этапе эксплуатации превышает затраты на этапах проектирования и тестирования в десятки раз.

В данной статье представлен краткий анализ современных технологий промышленной разработки СПТС, определены основные проблемы и пути их решения и описаны разработанные авторами статьи модели, методы и алгоритмы, обеспечивающие программно-управляемый процесс разработки и контроля качества ПССВ на этапах анализа требований и проектирования архитектуры.

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ, МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ПРОМЫШЛЕННОЙ РАЗРАБОТКИ СПТС: ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ РЕШЕНИЯ

Исключительная актуальность обозначенных выше проблем обусловила огромное внимание и усилия, предпринимаемые международными и национальными организациями, научным и профессиональным сообществом, коллективами разработчиков и отдельными исследователями для их решения. Наиболее важными, с нашей точки зрения, являются методические документы и спецификации, разработанные под эгидой организации OMG (Object Management Group) [3], с которой сотрудничают около 800 организаций и компаний, являющихся крупнейшими производителями аппаратных средств и программного обеспечения (IBM, Oracle, Microsoft, HP и др.). В нашей стране активные исследования в этой области ведутся в таких организациях, как ИСПРАН, СПИИРАН, Факультет вычислительной математики и кибернетики (ВМК) МГУ имени М.В. Ломоносова, Новосибирский государственный технический университет и др.

В настоящее время на сайте OMG опубликовано более 230 методических документов и спецификаций. С точки зрения рассматриваемых в настоящей статье вопросов наиболее важными из них являются следующие спецификации: MOF (Meta Object Facility), UML (Unified Modeling Language), XMI (XML Metadata Interchange), SysML (System Modeling Language), OCL (Object Constraint Language), UPT (UML Testing Profile), ALF (Action Language for Foundational UML), FUML (Semantics of a Foundational Subset for Executable UML Models), ReqIF (Requirements Interchange Format).

Представленные выше документы являются научно-методической базой как для их применения на практике, так и для их дальнейшего совершенствования и развития. Как показал анализ публикаций о полученных в ходе этих работ научных и практических результатах, основные усилия исследователей направлены на совершенствование методов и средств ве-

рификации проектных решений и программных реализаций СПТС. В качестве основных математических моделей предлагаются математический аппарат и алгоритмы анализа сетей Петри, различные вариации исполняемых языков моделирования и SMT/SAT решатели задач. Ниже представлен краткий анализ некоторых из этих публикаций.

В статье [4] описан способ проектирования и моделирования бизнес-процессов, реализуемых в парадигме сервисно-ориентированной архитектуры (SOA, Service Oriented Architecture), с помощью диаграмм активности, для верификации которых предложено использовать аппарат цветных сетей Петри (Colour Petri Net, CPN). В работе [5] дано описание методики проектирования программного обеспечения (ПО) с использованием UML диаграмм последовательности в формате .xmi и способ их автоматической трансляции в формат .cpn, используемый для описания сетей Петри. Результатом применения данного способа являются иерархические сети Петри, с помощью анализа которых осуществляется верификация проекта ПО, представленного в виде UML диаграмм. Наиболее ценными для практики представляются следующие решения:

– алгоритм преобразования UML диаграмм в сети Петри;

– алгоритм и правила реализации инверсии в сетях Петри для проверки достижимости выбранного состояния сети;

– алгоритмическое и программное обеспечение для построения и анализа сетей Петри с целью выявления и устранения дефектов создаваемого ПО.

В книге известного сербского ученого и эксперта в области MBSE [6] изложены принципы и методы применения для промышленной разработки СПТС современных информационных технологий, основанных на объектной парадигме и модельно-ориентированном подходе и, что особенно ценно в контексте темы настоящей работы, даны рекомендации и примеры использования для этих целей фундаментальной части языка моделирования UML – Fundamental UML, на основе которого создаются и верифицируются исполняемые формальные UML модели.

Много полезной информации о способах практического применения языка системного моделирования SysML для разработки СПТС представлено в книгах [7, 8]. Авторы этих работ сумели в сжатой и хорошо иллюстрированной практическими примерами форме изложить не только приемы и способы применения конструкций и механизмов языка SysML, но и объяснить его принципы и философию. Обзор современных методов автоматической генерации тестов представлен в работе [9]. Авторы данной работы проанализировали следующие подходы:

– структурное тестирование с помощью символического выполнения (structural testing using symbolic execution);

– тестирование на основе моделей (model-based testing);

– комбинаторное тестирование (combinatorial testing);

– выборочное тестирование (random testing and its variant of adaptive random testing);

– поиск на основе тестирования (search-based testing).

В работе [10], представленной специалистами Шанхайского университета, описан подход верификации крупномасштабных веб-проектов, имеющих большое количество уникальных характеристик, посредством разработки и анализа исполняемой модели соответствующего веб-программного обеспечения. Для построения исполняемой модели разработан метод, использующий в качестве исходных данных динамические диаграммы последовательностей (LSCs, Live Sequence Charts). UML модель, представленная с помощью LSCs диаграмм, преобразуется в символьный конечный автомат. Сценарии тестирования создаются путем обхода автомата с помощью метода «поиск в глубину» (DFS, Depth-first search).

В работе [11] описан способ генерирования модульных тестов (unit case) на основе модели архитектуры, представленной в форме UML диаграмм активностей. Построение тестов осуществляется с помощью SAT/SMT решателей, которые анализируют управляющий граф программы, записанной на математическом языке программирования AMPL. В данной рабо-

те предложены критерии покрытия тестами на основе анализа потока управления. Особое внимание уделено смешанному целочисленному нелинейному программированию, а также построению логических формул для OCL ограничений.

Одним из серьезных недостатков существующих в настоящее время подходов является отсутствие возможностей учета состава и структуры проектируемых систем, а также установления и синхронизации связей системных требований с элементами дизайна. Для устранения этих недостатков в работе [12] предложено выполнять дизайн системы на основе поведенческих SysML диаграмм. Для реализации автоматической верификации созданного таким образом проекта предлагается использовать следующие методы и средства:

– преобразование SysML диаграмм активностей в модульные сети Петри, представленные на языке PNML (Petri Net Markup Language);

– математический аппарат и инструментальные средства анализа сетей Петри CPN Tools, SPIN;

– модульный алгоритм верификации присутствующих в SysML диаграммах деятельности временных требований, которые предварительно транслируются в формулы темпоральной логики LTL (Linear Temporal Logic) с помощью разработанного для этого авторами работы языка AcTRL (Active Temporal Requirement Language).

В работе [13] для создания средств динамической верификации и валидации (V&V) проектных поведенческих моделей предлагается использовать исполняемые предметно-ориентированные языки моделирования (Executable Domain-Specific Modeling Languages, xDSMLs). Созданные на их основе средства позволяют осуществлять мониторинг состояния анализируемых моделей (переходов, событий, значений переменных) во время их выполнения. В работе предложен новый генеративный подход, основанный на многомерной предметно-ориентированной метамодели трассировки, с помощью которого реализуется построение и управление трассами исполнения для моделей, соответствующих заданному xDSML. Как утверждают авторы работы, данный метод имеет более высокую производительность по сравнению со стандартной uml метамоделью, благодаря исключению из обработки избыточных данных (например, анализируемых трасс).

В настоящее время наиболее эффективным подходом для создания СПТС является подход, основанный на методологии модельно-ориентированной системной инженерии (МОСИ, англ. Model-based systems engineering, MBSE) [14, 15], включающей три базовые технологии: разработка на основе моделей (Model driven development, MDD), архитектура на основе моделей (Model driven architecture, MDA), тестирование на основе моделей (Model based testing, MBT). Реализация данного подхода предполагает, что создаваемые и используемые на всех этапах жизненного цикла системы артефакты (комплекс требований, технический проект, программные и технические реализации, средства верификации и тестирования) представляются в виде формальных или полуформальных моделей, благодаря чему может быть реализован программно-контролируемый и управляемый процесс создания СПТС. Процесс создания СПТС по методологии МОСИ, схематично представленный на рис. 1, состоит из трех этапов, в ходе которых создаются три типа моделей: модель анализа (формальное представление комплекса требований к системе), модель архитектуры (формальное представление технического проекта) и модель реализации (формальное представление программно-аппаратной реализации системы). Следует особо подчеркнуть, что существенной особенностью МОСИ является то, что каждый этап завершается процедурой верификации полученного на этом этапе артефакта и принятием решения о его пригодности для дальнейшего использования или необходимости и направлениях его доработки.

Для синхронизации и обеспечения прямых и обратных связей между всеми моделями (артефактами жизненного цикла разрабатываемых систем) должны быть разработаны методы и алгоритмы автоматической трансформации и синхронизации моделей разных уровней. Формально-математической основой MBSE являются языки визуального проектирования и моделирования MOF, UML, SysML, FUML, AFL, ArchiMate, SDL, Modelica и др., а техно-

логическую базу составляют такие инструментальные средства, как IBM Rhapsody, Magic Draw, Sparx Enterprize Architect, Eclipse Papyrus и др. В настоящее время технологии и средства МОСИ применяются при создании систем и комплексов, используемых в авиационно-космической, автомобильной, кораблестроительной, микроэлектронной, энергетической, военной и других отраслях. Благодаря их использованию были достигнуты определенные успехи в части повышения производительности труда разработчиков СПТС, улучшения их качества и сокращения сроков создания. В то же время кардинальным образом улучшить ситуацию пока не удалось.

Как показал проведенный анализ, основными сдерживающими факторами достижения качественных улучшений в решении данных задач являются:

– объективная сложность задачи формирования формального представления требований к системе на основе исходной неформальной формы их представления;

– наличие широкого спектра языков и средств, предлагаемых для построения моделей анализа, архитектуры и реализации системы, при отсутствии четких и конкретных правил и рекомендаций их применения;

– отсутствие средств автоматизированного построения и выполнения тестовых сценариев верификации моделей анализа и архитектуры.

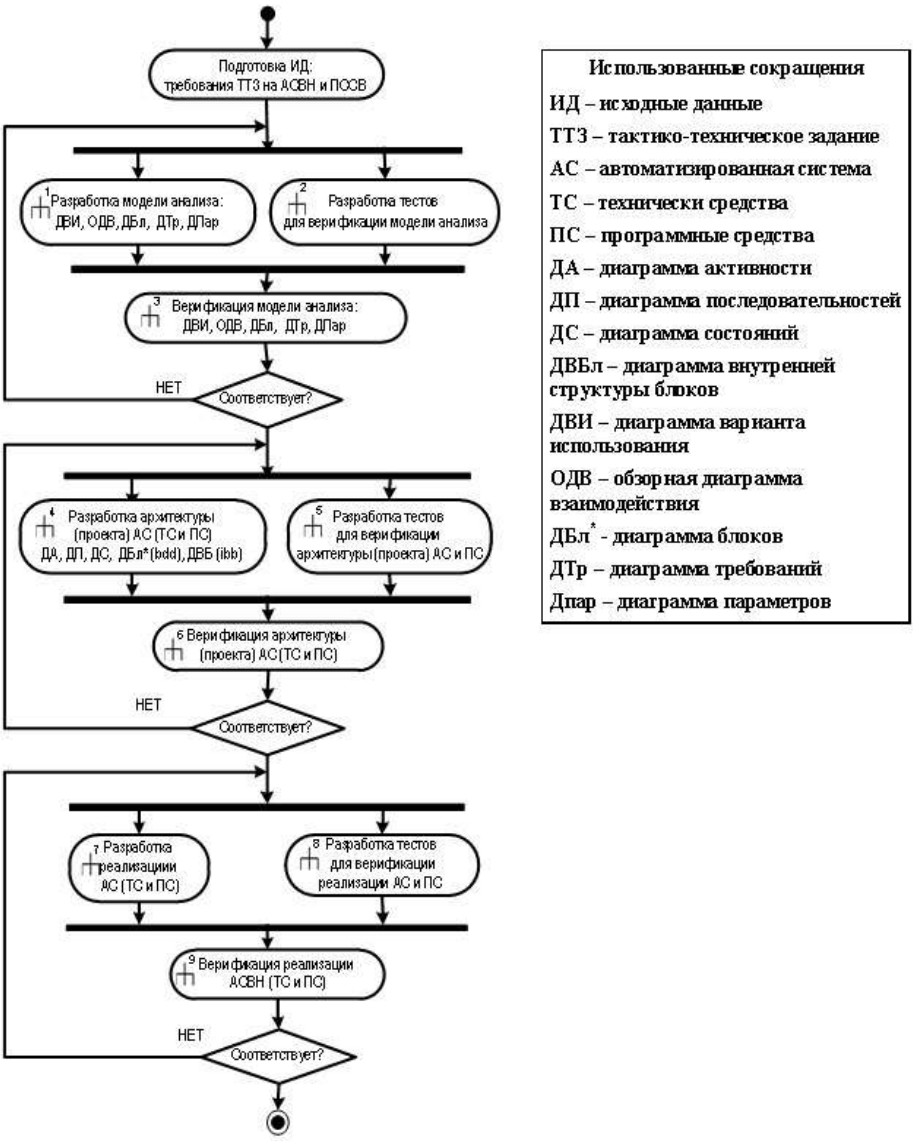


Рис. 1. Схема программно-управляемого процесса разработки и контроля качества ПССВ

Таким образом, для преодоления представленных выше трудностей (проблем) и реализации программно-управляемого последовательно-итерационного процесса разработки и верификации моделей анализа и архитектуры ПССВ в соответствии со схемой, изображенной на рис. 1, необходимо разработать:

– алгоритмическое и программное обеспечение построения формального описания требований к системе (модели анализа), на основе исходной неформальной формы их представления;

– алгоритмическое и программное обеспечение проектирования ПССВ в виде связанного набора исполняемых UML диаграмм – модели архитектуры;

– алгоритмическое и программное обеспечение для автоматизированного построения и выполнения тестовых сценариев верификации моделей анализа и архитектуры.

В качестве единой концептуальной, языковой и инструментальной среды разработки и верификации моделей анализа и архитектуры ПССВ предлагается использовать:

– языки моделирования UML, SysML, FUML и ALF;

– абстрактный язык описания метамоделей MOF (MetaObject Facility);

– протокол обмена метаданными XMI (XML Metadata Interchange).

В следующих разделах представлено описание решений данной задачи, разработанных авторами статьи.

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ МОДЕЛИ АНАЛИЗА

Схема алгоритма построения модели требований (модели анализа), представленная на рис. 2, состоит в построении следующего набора связанных между собой FUML диаграмм: вариантов использования (ДВИ) – d_uc, обзорной диаграммы взаимодействия (ОДВ) – d_io, блоков (классов) (ДБл) – (d_block или d_class), требований (ДТр) – d_reqs.

Ниже представлены формализованные описания этих диаграмм.

Диаграмма *i*-го варианта использования, представляющего собой функциональное требование, описывается следующим образом:

$$d = \left(a_k, f_i, b_j\right), \tag{1}$$

где a_k – пользователь, инициирующий исполнение функции (варианта использования) f_i;

f_i – функция системы, реализующая вариант использования uc_i;

b_j – компонент (модуль, блок, класс) системы, реализующий функцию f_i:

$$f_i\left(input, operation, result\right), \tag{2}$$

где *input* – входные данные;

operation – алгоритм (программа), реализующий (-ая) выполнение функции;

result – результат выполнения функции.

Для каждого варианта использования разрабатывается обзорная диаграмма взаимодействия d_io:

$$d = \left(a_k, io_i^{fi}, b_i\right), \tag{3}$$

где io_i^{fi} – описывает алгоритм реализации функции f_i *j*-м блоком проектируемого программного средства, $io_i^{fi} = \left(node_{control}, node_{object}, ref_{act}, ref_{seq}, ref_{sm}\right)$.

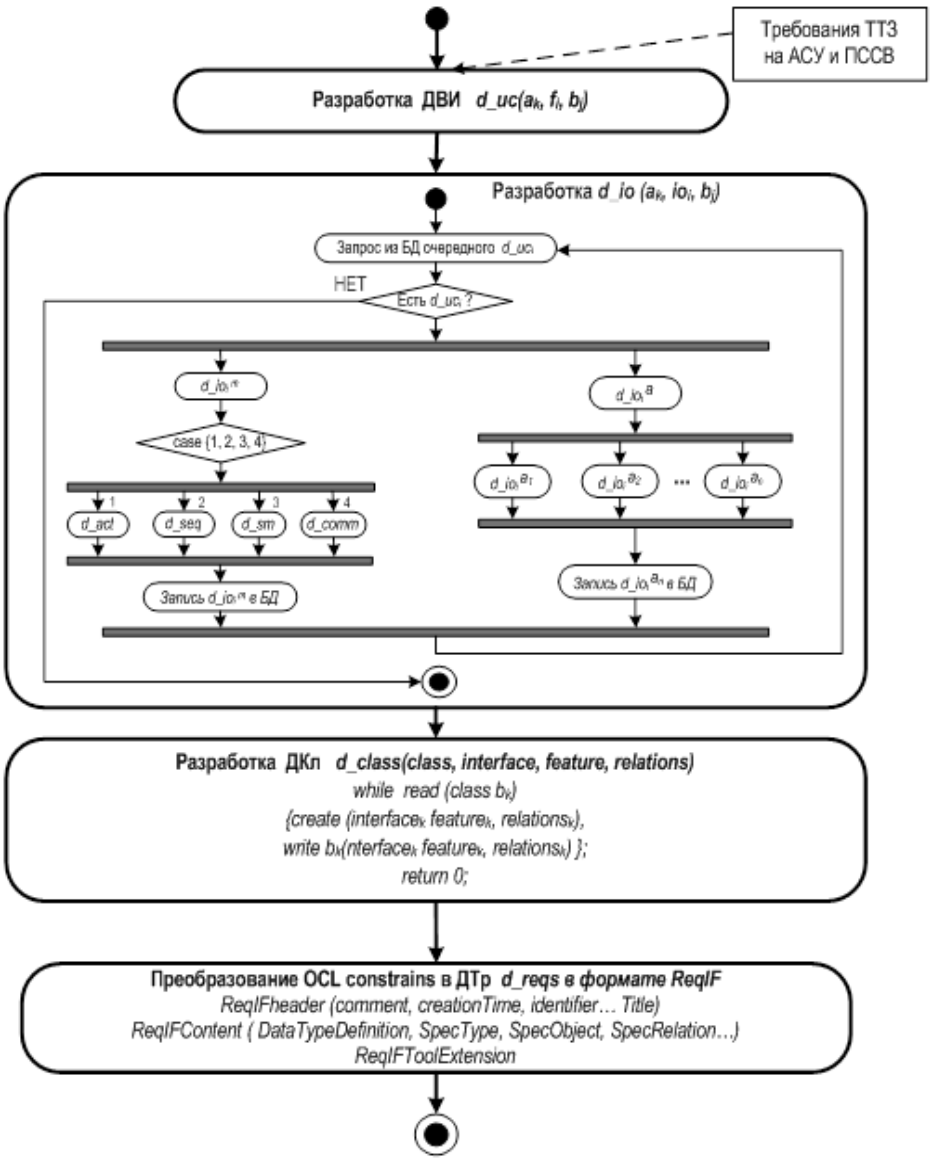


Рис. 2. Схема алгоритма разработки модели анализа ПССВ

На обзорных диаграммах взаимодействия можно использовать следующие элементы:

– узлы управления – *node_control* следующих типов: *decision node, merge node, fork node, join node, interaction, interaction use*;

– узлы данных – *node_object*;

– ссылки на диаграммы активности – *ref_act*;

– ссылки на диаграммы последовательности – *ref_seq*;

– ссылки на диаграммы машин состояний – *ref_sm*.

Эти диаграммы разрабатываются на этапе проектирования.

Кроме того, на обзорной диаграмме взаимодействия могут использоваться псевдо-узлы, соответствующие началу алгоритма – *initial node*, завершению потока управления – *flow final node*, завершению алгоритма – *activity final node*, а также временные ограничения – *duration constraint, time constraint*.

Алгоритм разработки обзорной диаграммы взаимодействия включает разработку:

– основного потока выполнения функции;

– альтернативных потоков, которые могут возникнуть в случае ошибочных действий пользователя или воздействий из внешней среды;

– подчиненных потоков событий в форме ссылок (*ref_*), которые будут раскрыты на этапе проектирования архитектуры с помощью других диаграмм (активностей, последовательностей, машин состояний, коммуникаций и др.);

– пред и пост условий выполнения тех или иных потоков.

Следующим шагом построения модели анализа является разработка диаграммы нефункциональных требований, определенных в техническом задании для каждой функции:

$$d_{reqs_i} = \left(r_1^{f_i}, r_2^{f_i}, r_3^{f_i}, \ldots\right), \tag{4}$$

где $r_1^{f_i}$ – требования к оперативности – времени исполнения функции f_i;

$r_2^{f_i}$ – требования к производительности (например, к мощности центрального процессора, объему оперативной памяти и др.);

$r_3^{f_i}$ – требования к надежности.

Для каждого функционального блока (модуля) программы разрабатывается конструкция class, в которой задаются атрибуты, операции (методы), ограничения и семантика. Наборы взаимодействующих классов объединяются в диаграммы классов. Формально диаграмма классов может быть описана следующим образом:

d_class = (class, interface, feature, constraint, association, generalization, dependency), (5)

где *class* – имя класса;

interface – интерфейс, описывающий сигнатуру функции;

feature – атрибуты класса;

constraint – ограничения на значения атрибутов;

association, generalization, dependency – отношения ассоциации, обобщения и зависимости соответственно между классами.

АЛГОРИТМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АРХИТЕКТУРЫ ПССВ

Проектирование и верификация архитектуры ПССВ реализуется в соответствии с алгоритмом, представленном на рис. 3. В качестве исходных данных кроме модели анализа используются требования к качеству сервиса, технологиям разработки и среде функционирования. На основе их анализа осуществляется выбор и применение оптимальных архитектурных шаблонов для ПССВ и его обеспечивающих подсистем (распределенной обработки, надежности, безопасности и др.). В результате выполнения алгоритма формируется комплекс взаимосвязанных диаграмм активностей, последовательностей, машин состояний, блоков и структурных блоков. Конкретный состав диаграмм зависит от типа проектируемого ПССВ. Все ПССВ по способу управления процессом функционирования могут быть разделены на три группы: управляемые событиями, управляемые сообщениями и функционирующие в соответствии с внутренним алгоритмом. Для ПССВ первой группы разрабатывается диаграмма машины состояний (*state machine*) – *d_sm*, для ПССВ второй группы – диаграмма последовательности (sequence) – *d_seq*, для ПС третьей группы – диаграмма активности (*activity*) – *d_act*.

Диаграмма последовательности может быть формально представлена следующим образом:

$$d_{seq} = \left(O, L, E, M, \prec, C\right), \tag{6}$$

где O – экземпляры переменных действий и вызываемых операций;

L – линии жизни, соответствующие пользователям и исполнителям;

E – события;

M – сообщения;

$\prec$ – отношение порядка;

C – места выполнения экземпляров действий.

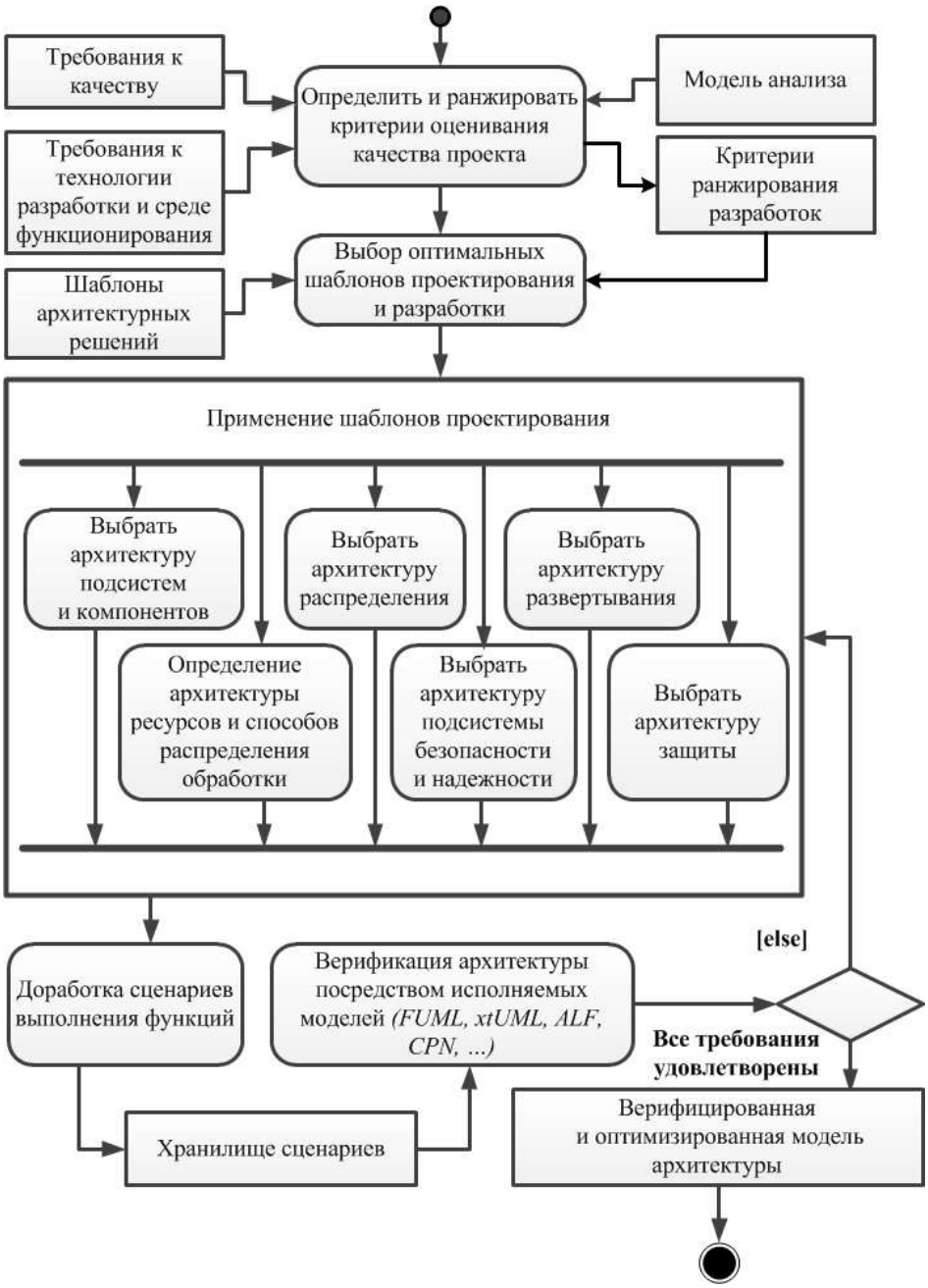


Рис. 3. Схема алгоритма проектирования архитектуры ПССВ

Формальное описание диаграммы активностей, позволяющее создавать и верифицировать исполняемую модель, имеет следующий вид:

$$d_act_i = (P, T, I, O, w), \tag{7}$$

где P – множество узлов типа *action, object, control,* соответствующих определенным операциям или действиям);

T – множество переходов между узлами;

I – входная функция (прямая функция инцидентности), которая для каждого перехода задает множество его входных узлов, $I = T \times P \to 0,1$;

O – выходная функция (обратная функция инцидентности), которая для каждого перехода задает множество его выходных узлов, $O = T \times P \to 0,1$;

w – функция разметки сети переходов, которая ставит каждому узлу в соответствие неотрицательное целое число, $w{:}P \to N$, где N – множество натуральных чисел.

Верификацию модели архитектуры можно осуществить либо посредством ее преобразования в сеть Петри [5, 16], либо в программу на специальном языке (например, AMPL [11]) и последующего ее исполнения. В следующем разделе статьи дано описание такого алгоритма.

АЛГОРИТМ РАЗРАБОТКИ ТЕСТОВ ДЛЯ ВЕРИФИКАЦИИ МОДЕЛЕЙ АНАЛИЗА И АРХИТЕКТУРЫ ПССВ

Схема алгоритма разработки тестов для верификации моделей анализа и архитектуры представлена на рис. 4.

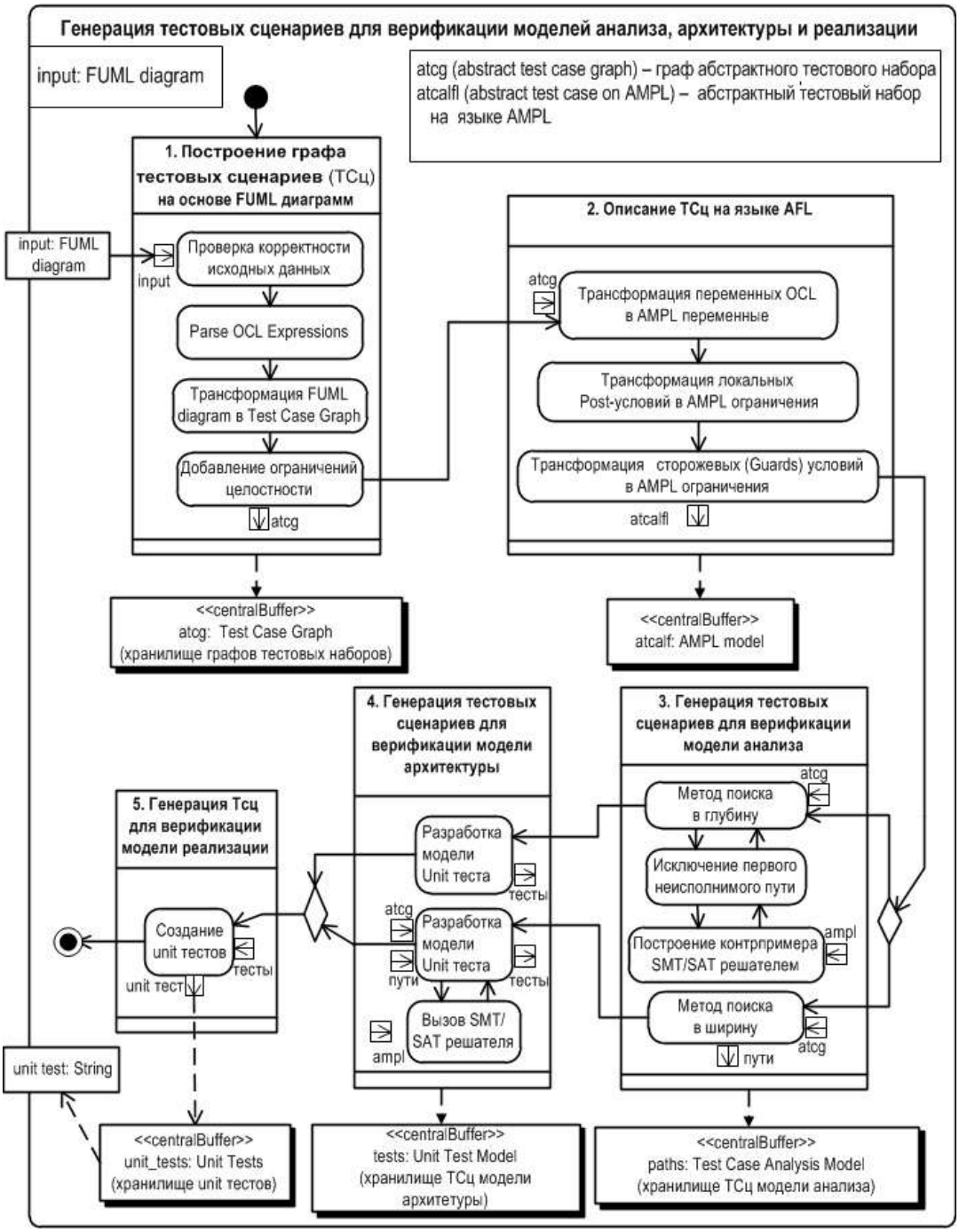


Рис. 4. Схема алгоритма разработки тестов для верификации моделей анализа и архитектуры

Основными этапами реализации данного алгоритма являются:
– формирование на основе диаграммы активностей графа тестовых сценариев;
– запись ограничений на языке математического программирования AMPL или AFL;
– генерация абстрактных тестовых наборов;
– генерация специализированных тестовых данных (конкретных);
– синтез *unit* тестов на языке программирования реализации.

Для верификации диаграмм модели анализа используется набор тестовых сценариев, полученных на третьем шаге реализации описанного выше алгоритма, и сохраненных в хранилище абстрактных тестовых наборов. Для верификации модели архитектуры используется набор тестовых сценариев, полученных на пятом шаге этого алгоритма.

На вход данного алгоритма подается модель архитектуры, представленная в форме FUML диаграмм активностей, машины состояний или последовательностей. На их основе строится управляющий граф (УГ), в котором учтены записанные на языке OCL нефункциональные требования к проектируемым функциям ПССВ. УГ, представленный на математическом языке программирования AMPL (A Modeling Language for Mathematical Programming) или AFL, передается на вход какому-либо SAT/SMT решателю ограничений.

В качестве такого решателя можно использовать CVC-4 [17] или Z3[18], которые позволяют автоматически генерировать тестовые наборы путем символьного исполнения алгоритмов и программ, поиска в них тупиков и зацикливаний, анализа граничных значений переменных и других ошибок проектирования и реализации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные в данной статье модели и алгоритмы позволяют реализовать программно-управляемый последовательно-итерационный процесс разработки и верификации АСВН и ПССВ в соответствии с методологией модельно-ориентированного подхода. Построенные на их основе инструментальные средства обеспечивают единую информационно-программную среду для проектирования и разработки АСВН и ПССВ. Благодаря их применению своевременно обнаруживаются и устраняются дефекты (неполнота, противоречивость, неоднозначность, не системность и др.) как в комплексе требований к системе, так и в проектных решениях. Разработка таких инструментальных средств в настоящее время ведется с помощью описанных языков моделирования в среде Eclipse Framework. Использование описанных выше решений на практике позволит существенно снизить временные и финансовые затраты на разработку АСВН и ПССВ, в полном соответствии предъявляемым к ним требованиям.

Список используемых источников

1. Отчет компании «The Standish Group». – URL: https://www.projectsmart.co.uk/white-papers/chaos-report.pdf (дата обращения: 14.05.2018).

2. *Selby R.W.* Software Engineering: Barry W. Boehm's Lifetime Contributions to Software Development, Management, and Research. Wiley- IEEE Computer Society Press. June 2007. – 832 p.

3. OMG. – URL: https://www.omg.org (дата обращения: 14.05.2018).

4. Activity Diagrams Patterns for Modeling Business Processes. Etienne Andr´e, Christine Choppy, and Gianna Reggio. – URL: http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.650.6505&rep=rep1&type=pdf (дата обращения: 14.05.2018).

5. *Марков А.В.* Автоматизация проектирования и анализа программного обеспечения с использованием языка UML и сетей Петри: канд. дисс. – Новосибирск: НГТУ, 2015. – 25 с.

6. *Milicev D*. Model-Driven Development with Executable UML Published by Wiley Publishing, Inc. 10475 Crosspoint Boulevard Indianapolis, IN 46256. – URL: www.wiley.com.

7. *Delligatti L*. SysML Distilled A Brief Guide to the Systems Modeling Language. Pearson Education, Inc. 2014.

8. A Practical Guide to SysML. The Systems Modeling Language. Sanford Friedenthal, Alan Moore, Rick Steiner 2012 Elsevier Inc.

9. An Orchestrated Survey on Automated Software Test Case Generation. Journal of Systems and Software. – Vol 86, Issue 8, August 2013. – P. 1978–2001.

10. An Executable Model and Testing for Web Software based on Live Sequence Charts Liping Li, Honghao Gao, Tang Shan. – URL: https://zapdf.com/an-executable-model-and-testing-for-web-software-based-on-li.html (дата обращения:18.05.2018).

11. Automated Generation of Unit Tests from UML Activity Diagrams using the AMPL Interface for Constraint Solvers Felix Kurth January 3, 2014 Hamburg University of Technology (TUHH) Technische Universität Hamburg-Harburg Institute for Software Systems 21073 Hamburg.

12. Petri Nets Based Approach for Modular Verification of SysML Requirements on Activity Diagrams Messaoud Rahim, Malika Boukala-Ioualalen, Ahmed Hammad. – URL: http:// citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/summary?doi=10.1.1.664.7517 (дата обращения: 22.05.2018).

13. Advanced and efficient execution trace management for executable domain-specific modeling languages Erwan Bousse, Tanja Mayerhofer, Benoit Combemale, Benoit Baudry. – URL: https://link.springer.com/article/10.1007/s10270-017-0598-5 (дата обращения: 22.05.2018).

14. *Hart L*. Introduction To Model-Based System Engineering (MBSE) and SysML. – URL: https://www.incose.org/docs/default-source/delaware-valley/mbse-overview-incose-30-july-2015.pdf (дата обращения: 22.05 2018).

15. MBSE. – URL: http://www.omgwiki.org/MBSE/doku.php (дата обращения: 22.05.2018).

16. *Королев Ю.И.* Методы и программные средства моделирования сложных динамических систем на основе темпоральной модификации раскрашенных сетей Петри: канд. дисс. – Москва, МЭИ, 2015. – 150 с.

17. CVC-4. – URL: https://github.com/CVC4/CVC4 (дата обращения: 22.05.2018).

18. Z3. – URL: https://github.com/Z3Prover/z3 (дата обращения: 22.05.2018).

А.С. Кузнецов;
С.А. Масленников,
кандидат военных наук;
В.А. Телеш,
кандидат техн. наук;
И.В. Чернов,
кандидат техн. наук

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК АППАРАТУРЫ И ТРЕБОВАНИЙ К НАВИГАЦИОННОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ КОСМИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ

В данной статье представлен подход к обоснованию точности привязки точки фотографирования и разрешения съемочной аппаратуры при невозможности выполнения полевой планово-высотной подготовки. Исходными данными для реализации подхода являются требования к точности получения координат точек местности.

Ключевые слова: цифровая модель рельефа, среднее квадратическое отклонение, точка фотографирования.

ВВЕДЕНИЕ

Современный уровень развития фотограмметрической науки и техники способствовал широкому внедрению дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для решения задач топогеодезического обеспечения, в частности, для создания цифровых моделей рельефа (ЦМР). Задачи получения ЦМР могут быть осложнены невозможностью получения планово-высотной основы из непосредственных измерений на местности. В этом случае возникает необходимость выполнения внешнего ориентирования по данным пространственного положения и ориентации аппарата дистанционного зондирования. В рассматриваемом случае проектирование аппаратов должно выполняться с позиции достижения требуемого качества получаемой геопространственной информации [1], а следовательно, и с позиции повышения эффективности проектирования и функционирования аппарата. Вследствие этого становится актуальной задача разработки подхода к обоснованию требований к навигационному обеспечению и техническим характеристикам аппаратуры ДЗЗ исходя из требований к точности ЦМР.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К НАВИГАЦИОННОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Определение планово-высотного взаимоположения точек местности по перекрывающимся снимкам получают путем построения и уравнивания пространственной фототриангуляционной сети (ФС) (способ связок не рассматривается). Элементарным звеном фототриангуляции является одиночная модель, которая образуется в результате взаимного ориентирования стереопары снимков [6, 7]. Соединенные по связующим точкам, элементарные звенья сети образуют свободную сеть фототриангуляции. Фототриангуляционная сеть, построенная по нескольким маршрутам, является блочной (БФС) [9].

Положение точек свободной сети в геодезической системе координат определяется при внешнем ориентировании. Для этого необходимо привязать свободную сеть к геодезической системе координат (выполнить внешнее ориентирование свободной сети). Привязка к геодезической системе осуществляется путем соотнесения координат точек свободной сети с геодези-

ческими координатами соответствующих точек местности или определением геодезических координат точки фотографирования (X_S, Y_S, Z_S) и углов поворота системы координат модели относительно геодезической системы координат (ξ, η, θ) [3, 6, 9]. Первый вариант привязки предполагает полевые работы по созданию планово-высотного обоснования (ПВО). Второй вариант привязки предполагает установку дополнительного оборудования на борту аппарата, выполняющего съемку. Это система разнесенных приемников сигналов спутниковых радионавигационных систем (СРНС) зачастую интегрирована с инерционной навигационной системой [5], системой ориентации по звездам [5, 6] и высотомерами [9].

Получение ПВО путем геодезических измерений на местности трудоемко и не всегда реализуемо. Если известны элементы внешнего ориентирования модели X_S, Y_S, Z_S, углы поворота системы координат модели относительно геодезической системы координат ξ, η, θ (вопрос получения ξ, η, θ рассматривается в [5, 6, 7]), масштабный коэффициент t, то можно вычислить координаты точек модели в геодезической системе координат [3, 6]

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} + A_{\xi\eta\theta} \begin{bmatrix} X_M \\ Y_M \\ Z_M \end{bmatrix} t_{\text{М}}, \tag{1}$$

где [6, 9]

$$A_{\xi\eta\theta} = \begin{bmatrix} \cos\xi\cos\theta - \sin\xi\sin\eta\sin\theta & -\cos\xi\sin\theta - \sin\xi\sin\eta\cos\theta & -\sin\xi\cos\eta \\ \cos\eta\sin\theta & \cos\eta\cos\theta & -\sin\eta \\ \sin\xi\cos\theta + \cos\xi\sin\eta\sin\theta & -\sin\xi\sin\theta + \cos\xi\sin\eta\cos\theta & \cos\xi\cos\eta \end{bmatrix} \tag{2}$$

или

$$A_{\xi\eta\theta} = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{bmatrix}. \tag{3}$$

Формулу (1) можно представить в виде

$$\Phi = S + T, \tag{4}$$

где

$$T = A_{\xi\eta\theta} \begin{bmatrix} X_M \\ Y_M \\ Z_M \end{bmatrix} t_{\text{М}}, \tag{5}$$

$$S = \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix}. \tag{6}$$

Аналогично можно представить и ковариационную матрицу ошибок функции (1)

$$K_{\Phi} = K_S + K_T, \tag{7}$$

где K_{Φ} – диагональная матрица, по диагонали которой находятся квадраты m_X, m_Y, m_Z среднеквадратических отклонений (СКО) определения координат точек (одиночной модели) в геодезической системе координат;

K_S – диагональная матрица, по диагонали которой находятся квадраты m_{Xs}, m_{Ys}, m_{Zs} – СКО определения координат точки фотографирования в геодезической системе координат;

K_T – диагональная матрица, по диагонали которой находятся квадраты m_{XM}, m_{YM}, m_{ZM} СКО определения координат точек (одиночной модели) в свободной системе координат.

Для упрощения дальнейших рассуждений будем полагать, что модель приведена в масштаб геодезической системы координат, а СКО определения положения точек одиночной свободной модели известны. При решении задачи обоснования требований точности к геоде-

зической привязке точки фотографирования значения $K_Ф$ заданы. Тогда для определения требований к точности определения линейных элементов внешнего ориентирования модели преобразуем (7)

$$K_S = K_Ф - K_T, \tag{8}$$

причем [8]

$$K_T = FK_AF^T, \tag{9}$$

где K_A – ковариационная матрица ошибок угловых элементов внешнего ориентирования модели и ошибок определения положения точек одиночной свободной модели;

F – матрица частных производных функций вычисления координат модели, сориентированной по углам ξ, η, θ.

Рассмотрим частный случай, в котором для Ф аргументы S некоррелированны, а недиагональные элементы матицы K_S примем равными нулю. В результате недиагональные элементы $K_Ф$ будут определяться только недиагональными элементами K_T. Значит, для определения требований к точности геодезической привязки точки фотографирования по (8), недиагональными элементами можно пренебречь и приравнять их к нулю. Кроме того, приняв для априорных расчетов допущение, что аргументы T независимы, диагональные элементы K_T можно представить как СКО функции независимых аргументов

$$m_{X'}^2 = \left(\frac{\partial X'}{\partial X_M}\right)^2 m_{XM}^2 + \left(\frac{\partial X'}{\partial Y_M}\right)^2 m_{YM}^2 + \left(\frac{\partial X'}{\partial Z_M}\right)^2 m_{ZM}^2 + \left(\frac{\partial X'}{\partial \xi}\right)^2 \frac{m_\xi^2}{\rho^2} + \left(\frac{\partial X'}{\partial \eta}\right)^2 \frac{m_\eta^2}{\rho^2} + \left(\frac{\partial X'}{\partial \theta}\right)^2 \frac{m_\theta^2}{\rho^2}, \tag{10}$$

$$m_{Y'}^2 = \left(\frac{\partial Y'}{\partial X_M}\right)^2 m_{XM}^2 + \left(\frac{\partial Y'}{\partial Y_M}\right)^2 m_{YM}^2 + \left(\frac{\partial Y'}{\partial Z_M}\right)^2 m_{ZM}^2 + \left(\frac{\partial Y'}{\partial \xi}\right)^2 \frac{m_\xi^2}{\rho^2} + \left(\frac{\partial Y'}{\partial \eta}\right)^2 \frac{m_\eta^2}{\rho^2} + \left(\frac{\partial Y'}{\partial \theta}\right)^2 \frac{m_\theta^2}{\rho^2}, \tag{11}$$

$$m_{Z'}^2 = \left(\frac{\partial Z'}{\partial X_M}\right)^2 m_{XM}^2 + \left(\frac{\partial Z'}{\partial Y_M}\right)^2 m_{YM}^2 + \left(\frac{\partial Z'}{\partial Z_M}\right)^2 m_{ZM}^2 + \left(\frac{\partial Z'}{\partial \xi}\right)^2 \frac{m_\xi^2}{\rho^2} + \left(\frac{\partial Z'}{\partial \eta}\right)^2 \frac{m_\eta^2}{\rho^2} + \left(\frac{\partial Z'}{\partial \theta}\right)^2 \frac{m_\theta^2}{\rho^2} \tag{12}$$

или

$$m_{X'}^2 = \sum_{i=X_M}^{\theta} \left(\frac{\partial X'}{\partial i}\right)^2 \frac{m_i^2}{\rho^2} \Big| i \in \{X_M, Y_M, Z_M, \xi, \eta, \theta\}, \tag{13}$$

$$m_{Y'}^2 = \sum_{i=Y_M}^{\theta} \left(\frac{\partial Y'}{\partial i}\right)^2 \frac{m_i^2}{\rho^2} \Big| i \in \{X_M, Y_M, Z_M, \xi, \eta, \theta\}, \tag{14}$$

$$m_{X'}^2 = \sum_{i=X_M}^{\theta} \left(\frac{\partial X'}{\partial i}\right)^2 \frac{m_i^2}{\rho^2} \Big| i \in \{X_M, Y_M, Z_M, \xi, \eta, \theta\}. \tag{15}$$

В итоге, при известных m_{XM}, …, m_θ [4] для получения координат точек с заданной СКО m_X, m_Y, m_Z предельно допустимое значение СКО определения координат точки фотографирования m_{Xs}, m_{Ys}, m_{Zs} можно получить из формулы

$$m_{Xs}^2 = m_X^2 - m_{X'}^2 = m_X^2 - \sum_{i=X_M}^{\theta} \left(\frac{\partial X'}{\partial i}\right)^2 \frac{m_i^2}{\rho^2}. \tag{16}$$

В случае, когда m_{XM}, …, m_θ неизвестны, исходя из «принципа равных влияний» [8] можно записать

$$m_{Xs}^2 = m_{X'}^2 = \frac{1}{2} m_X^2, \tag{17}$$

где $m_{X'}$, $m_{Y'}$, $m_{Z'}$ – СКО определения координат точек (одиночной модели) в свободной системе координат, развернутой на углы ξ, η, θ (далее для сокращения записей будут приводиться формулы только для вычисления СКО абсциссы).

Таким образом, выбран способ расчета предельно допустимого значения СКО определения координат точки фотографирования в геодезической системе координат при заданных требованиях к СКО определения координат в геодезической системе координат в случаях наличия и отсутствия данных о точности (СКО) определения координат точек одиночной свободной модели.

Полученные выражения (17) и (16) справедливы для одиночных фотограмметрических моделей. Как было отмечено ранее, соединенные по связующим точкам элементарные звенья сети образуют сеть фототриангуляции [6, 9]. Если принять ошибки определения положения точек одиночных моделей равными в рамках одной модели и между моделями, то на *n-ом* маршруте получим накопленную ошибку определения положения точки [9]

$$m_{X'n} = m_{X'}\sqrt{(2n^3+3n^2+n)/6}\,, \tag{18}$$

где n – количество перекрывающихся маршрутов.

Указанная закономерность накопления ошибок в фототриангуляционной сети описывается в [6, 9].

Рассмотрим результирующие ошибки определения координат точек местности по уравненной и ориентированной БФС в геодезической системе координат. В рассмотренном случае наибольшие ошибки определения координат точек местности следует ожидать в центре БФС [2, 6, 9]. Для оценки ошибки определения координат точек местности в центре БФС (после внешнего ориентирования) используем формулы (16), (17), подставив в них (18)

$$m_{Xs}^2 = m_X^2 - m_{X'n}^2 = m_X^2 - \frac{(2n^3+3n^2+n)}{6}\sum_{i=X_M}^{\theta}\left(\frac{\partial X'}{\partial i}\right)^2\frac{m_i^2}{\rho^2}\,, \tag{19}$$

$$m_{Xs}^2 = \frac{(2n^3+3n^2+n)}{6}m_{X'}^2 = \frac{1}{2}m_X^2\,. \tag{20}$$

Если n>>5, то $2n^3$>>$3n^2$+n, тогда допустимо упрощение [9] формул (19), (20)

$$m_{Xs}^2 = m_X^2 - m_{X'n}^2 = m_X^2 - \frac{n^3}{3}\sum_{i=X_M}^{\theta}\left(\frac{\partial X'}{\partial i}\right)^2\frac{m_i^2}{\rho^2}\,, \tag{21}$$

$$m_{Xs}^2 = \frac{n^3}{3}m_{X'}^2 = \frac{1}{2}m_X^2\,. \tag{22}$$

Таким образом, выбран способ расчета предельно допустимого значения СКО определения координат точек фотографирования в геодезической системе координат при заданных требованиях к СКО определения координат в случаях наличия и отсутствия данных о точности (СКО) определения координат точек БФС. Кроме того, при заданных значениях допустимой ошибки определения координат точек местности формулы (21), (22) можно использовать для расчета допустимого количества маршрутов в БФС

$$n_X = \sqrt[3]{\frac{3m_X^2}{2m_{X'}^2}}\,, \tag{23}$$

$$n_3 = \min\{n_X, n_Y, n_Z\} \mid n \in \mathbf{Z}\,, \tag{24}$$

где m_X – заданная ошибка определения координат точек местности на n-м заполняющем маршруте;

$m_{X'}$ – ошибка определения координат точек (одиночной модели);

$n_{X,Y,Z}$ – допустимое количество маршрутов для обеспечения требуемой точности каждой координаты;

n_3 – допустимое количество маршрутов.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ АППАРАТУРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Если известны требования к m_{XM}, m_{YM}, m_{ZM}, возможно обоснование требований к ТХ аппаратуры ДЗЗ. Если принять, что снимки получены в идеальной центральной проекции, ошибки модели, обусловленные погрешностью взаимного ориентирования, отсутствуют, измерительные приборы не вносят ошибок, то ошибки (максимальные ошибки в углах стереопары) определения положения точек одиночных свободных моделей составят [3]

$$m_{XM} = \frac{Hm_x\sqrt{2}}{f}, \tag{25}$$

$$m_{YM} = \frac{Hm_y\sqrt{2}}{f}, \tag{26}$$

$$m_{ZM} = \frac{Hm_p}{b}, \tag{27}$$

где m_{xyp} – СКО измерения координат и продольного параллакса на стереопаре;
m_{XM}, m_{YM}, m_{ZM} – СКО определения координат точек по одиночной свободной модели (стереопаре);
b – базис фотографирования в масштабе съемки;
f – фокусное расстояние объектива;
H – высота фотографирования.

СКО измерения x, y, p на стереопаре, полученной современной цифровой фотоаппаратурой, примем равной размеру пикселя [3, 4] $m_x \approx m_y \approx m_p \approx 5$ мкм [4].

Согласно выражениям, приведенным в [4], вычислим разрешение снимка по формуле

$$R = \frac{Hl_Э}{f}, \tag{28}$$

где $l_Э$ – размер пикселя;
R – разрешение снимка.

Получим зависимость разрешения снимка от требуемой точности определения координат от СКО определения координат точек свободной одиночной модели из (25) и (26)

$$R = \frac{l_Э}{m_x\sqrt{2}} m_{XM} = \frac{m_{XM}}{\sqrt{2}} = \frac{m_{YM}}{\sqrt{2}}, \tag{29}$$

Исходя из (29), критерий допустимости для разрешения съемочной аппаратуры примет вид

$$R \in R^{\partial} \Big| \begin{cases} R \le \dfrac{m_{XM}}{\sqrt{2}}; \\ R \le \dfrac{m_{YM}}{\sqrt{2}}, \end{cases} \tag{30}$$

где R^{∂} – область допустимых значений разрешения съемочной аппаратуры.

Таким образом, предложен критерий допустимости, задающий требования к разрешению съемочной аппаратуры в зависимости от точности определения координат на свободной модели.

Величина перекрытия снимков для построения фотограмметрической сети одиночной модели находится по формуле [9]

$$P = 100 - \frac{100b}{l_Э}. \tag{31}$$

Тогда с учетом (27) и (28) необходимое перекрытие снимков для обеспечения заданной точности получения высот

$$P = 100 - \frac{100H}{m_{ZM}}, \tag{32}$$

где m_{ZM} – требуемая точность определения координат по свободной модели.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, для ДЗЗ в оптическом диапазоне определен способ расчета предельно допустимого значения СКО определения координат точки фотографирования в геодезической системе координат при заданных требованиях к СКО определения координат в геодезической системе координат в случаях наличия и отсутствия данных о точности (СКО) определения координат точек одиночной свободной модели и БФС. Исходя из полученных результатов, для построения модели местности в геодезической системе координат с точностью 50 м (масштаб 1:500 000) необходимо обеспечить определение координат точки фотографирования с СКО не хуже 35,7 м.

Кроме того, обоснован способ расчета допустимого количества маршрутов в БФС. Обоснован критерий, задающий требования к разрешению съемочной аппаратуры в зависимости от точности определения координат на свободной модели.

Использование предложенного подхода позволяет подойти к обоснованию требований к навигационному обеспечению и техническим характеристикам аппаратуры ДЗЗ с позиции улучшения качества получаемой геопространственной информации, а следовательно, и с позиции повышения эффективности функционирования проектируемых систем ДЗЗ.

Список используемых источников

1. *Готюр И.А., Прохоренко П.А.* Модель космической системы гидрометеорологического обеспечения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – Вып. 655. – С. 57–67.

2. *Дубиновский В.Б., Скрипицын Т.Н.* Проектирование каркасных маршрутов аэрофотосъемки, образуемых из планово-перспективных снимков, получаемых в процессе плановой площадной аэрофотосъемки // Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка. – СПб., 2003. – № 5. – С. 47–52.

3. *Краснопевцев Б.В.* Фотограмметрия. – М.: УПП «Репрография» МИИГАиК, 2008. – 160 с.

4. *Лебедев А.А., Нестеренко О.П.* Космические системы наблюдения: Синтез и моделирование. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.

5. *Лобанов В.С., Лобанов В.С., Тарасенко Н.В.* Направления развития систем ориентации и стабилизации космических аппаратов различного назначения // Гироскопия и навигация. – 2015. – № 2 (89). – С. 18–29.

6. *Лобанов А.Н.* Фотограмметрия: учебник для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Недра, 1984. – 552 с.

7. *Михайлов А.П.*, *Чибуничев А.Г.* Фотограмметрия: учебник для вузов / под общ. ред. А.Г. Чибуничева. – М.: МИИГАиК, 2016. – 294 с.

8. *Русяева Е.А.* Теория математической обработки геодезических измерений. Ч. I. Теория ошибок измерений: учеб. пособие. – М.: МИИГАиК, 2016. – 56 с.

9. Фотограмметрия / Р.М. Хрущ, Д.А. Волков, В.Я. Волков, Б.А. Глухов. – М.: ВИ, 1989. – 432 с.

Н.Ф. Аверкиев,
доктор техн. наук, профессор;
А.В. Кульвиц,
кандидат техн. наук;
А.Ю. Хасанов

ВЕРОЯТНОСТНЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ БАЛЛИСТИЧЕСКИ СВЯЗАННЫХ ГРУПП КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассматривается вероятностный подход к формированию баллистически связанных групп космических аппаратов (БСГ КА) для решения задачи определения местоположения источника радиоизлучения (ИРИ) на земной поверхности. Данный подход реализуется формированием вероятностной системы КА, предполагающей случайное расположение КА друг относительно друга. Приводится алгоритм формирования вероятностной системы КА, а также результаты анализа характеристик обзора района расположения ИРИ БСГ КА для различных исходных данных.

Ключевые слова: космический аппарат, вероятностная система космических аппаратов, баллистически связанная группа, источник радиоизлучения.

ВВЕДЕНИЕ

Задача определения координат ИРИ с помощью систем КА в настоящее время является актуальной [1]. Одним из эффективных методов определения координат источника радиоизлучения является разностно-дальномерный метод, который основан на измерении разности дальностей от ИРИ до нескольких КА. Данный метод требует одновременной регистрации поступающего от источника радиоизлучения сигнала сразу несколькими КА. В качестве приемников радиоизлучения используются радиоприемные устройства, установленные на борту КА, которые представляют собой антенну с широкой диаграммой направленности. Конструкция таких антенн может быть достаточно простой, позволяющей уменьшить габариты аппаратуры, что является очевидным преимуществом при массовой сборке малых КА. Достоинствами таких КА являются их размеры, низкая стоимость, малые затраты при выведении на орбиту [2]. Благодаря этому представляется возможным формировать системы из нескольких десятков или даже сотен малых КА.

Для реализации разностно-дальномерного метода определения координат ИРИ необходимо иметь несколько КА, образующих так называемую БСГ КА, которая представляет собой совокупность КА, движущихся на сравнительно близком взаимном расстоянии и объединенных общей целевой задачей [3]. Вопросам построения систем КА с использованием БСГ в нашей стране и за рубежом уделяется повышенное внимание [4–6]. Системы КА, в состав которых входят БСГ КА, активно применяются ведущими космическими странами: США («White Cloud»), Китаем («Yaogan»), Германией и др. [1, 7, 8].

Системы КА с использованием БСГ – это, как правило, системы периодического обзора, в качестве структурного элемента которой выступает не одиночный КА, а БСГ из трех КА (рис. 1). В связи с этим возникает необходимость разработки новых методов и алгоритмов решения задачи синтеза и анализа таких систем КА, так как появляются новые требования и ограничения. Они, прежде всего, связаны с необходимостью удержания относительного положения КА в составе БСГ [9, 10].

Поэтому возникает задача формирования БСГ КА, с помощью которых можно определять местоположение ИРИ с заданными точностными характеристиками.

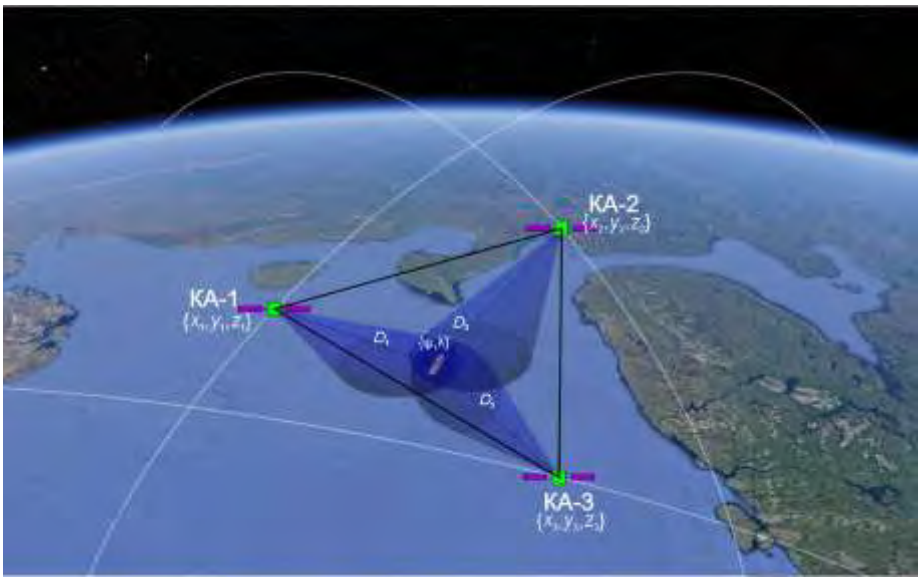


Рис. 1. Баллистически связанная группа КА, обеспечивающая определение координат ИРИ

По способу построения систем КА различают детерминированные системы, в которых КА располагаются строго определенным образом относительно друг друга, и вероятностные системы.

Вероятностная система КА – это система, характеризующаяся случайным относительным положением КА в пространстве и обладающая устойчивыми вероятностными характеристиками на заданном интервале времени [11]. В данной работе предлагается вероятностный подход к формированию системы КА с использованием БСГ, который базируется на произвольном расположении КА в составе БСГ и в составе системы КА.

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ ВЕРОЯТНОСТНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Предполагается, что формирование вероятностной системы КА осуществляется одним запуском ракеты-носителя с выведением нескольких КА, размещенных в капсуле (на платформе) на заданную (опорную) орбиту. В заданный момент времени осуществляется разведение каждого КА с относительной скоростью, достигающей величины нескольких метров в секунду. При этом направление движения КА при отделении от капсулы (платформы) задано, а величина отклонения от импульса скорости при отделении КА подчинена нормальному закону, поэтому взаимное расположение плоскостей орбит отделяющихся КА и опорной орбиты будут иметь отличия на величину, определяемую величинами отклонений начальных условий.

Такой подход может быть реализован на практике и характеризуется относительно небольшими затратами характеристической скорости, приходящимися на начальное разведение КА по орбитам [11].

На временной интервал формирования вероятностной системы будет влиять трансверсальная составляющая импульса скорости ΔV_u. Это начальное возмущение скорости ΔV_u приводит к изменению величины $\Delta\varphi$, равного углу между радиус-вектором, определяющим текущее положение КА на опорной орбите, и радиус-вектором, определяющим текущее положение КА с наименьшим периодом обращения:

$$\Delta\varphi = 6\pi \frac{\Delta V_u}{V_{\text{кр}}}, \qquad (1)$$

что, в свою очередь, приводит к изменению периода орбиты

$$\Delta T = 3T_0 \frac{\Delta V_u}{V_{кр}}, \qquad (2)$$

где $V_{кр}$ – круговая скорость движения КА по опорной (невозмущенной) орбите,

T_0 – период обращения КА при движении по опорной (невозмущенной) орбите.

Процесс формирования системы КА можно считать завершенным, когда значение угла $\Delta\varphi$ станет равным π [11]. Для определения времени формирования системы $T_{сист}$ справедлива следующая формула:

$$T_{сист} = \frac{T_0}{6} \frac{V_{кр}}{\Delta V_u}. \qquad (3)$$

Так, для вероятностной системы КА, развертываемой на высотах около 2000 км, при ΔV_u=5 м/с время формирования $T_{сист}$ составит около 15 суток.

В конечном итоге вероятностная система КА будет представлять собой систему из малых КА (рис. 2) со следующими особенностями:

– значения кеплеровских элементов орбиты КА имеют незначительные отличия от кеплеровских элементов опорной орбиты из-за незначительных отличий в начальных условиях КА в момент отделения;

– КА вдоль орбиты размещены неравномерно;

– взаимное относительное расположение КА постоянно меняется.

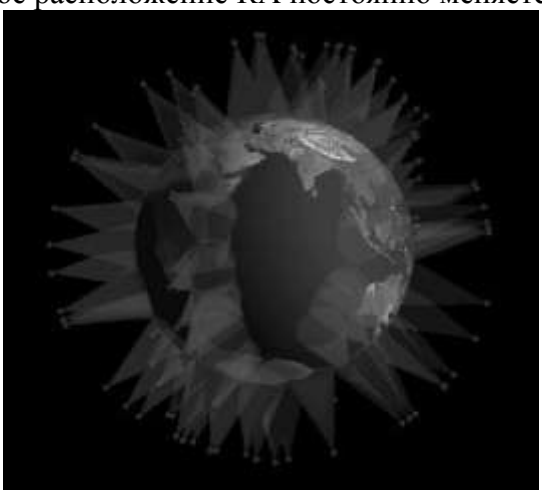


Рис. 2. Вероятностная система КА

Исходными данными для формирования вероятностной системы КА являются:

– количество плоскостей опорных орбит в системе – $N_{пл}$;

– количество КА, выведенных в каждую плоскость опорной орбиты – $N_{КА}$;

– кеплеровские элементы опорных орбит КА системы $\{a_j, e_j, i_j, \Omega_j, \omega_j, \tau_j\}$, $j = 1, ..., N_{пл}$;

– импульс скорости КА ΔV при отделении от капсулы (платформы).

Все опорные орбиты являются круговыми и имеют заданное наклонение $i_{зад}$

$$e_j = 0,\ i_j = i_{зад},\ j = 1, ..., N_{пл}.$$

Алгоритм формирования вероятностной системы КА будет следующим.

1. Расчет общего числа КА в системе:

$$N = N_{пл}\, N_{КА}. \qquad (4)$$

2. Расчет по кеплеровским элементам опорных орбит $\{a_j, e_j, i_j, \Omega_j, \omega_j, \tau_j\}$, координат и проекций скорости j-й капсулы (платформы) в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат $\{x_j, y_j, z_j, \dot{x}_j, \dot{y}_j, \dot{z}_j\}$:

$$
\begin{aligned}
x_j &= r_j \cdot (\cos\Omega_j \cos u_j - \sin\Omega_j \sin u_j \cos i_j),\\
y_j &= r_j \cdot (\sin\Omega_j \cos u_j + \sin u_j \cos\Omega_j \cos i_j),\\
z_j &= r_j \cdot \sin u_j \sin i_j,\\
\dot{x}_j &= V_{r_j} \cdot (\cos\Omega_j \cos u_j - \sin\Omega_j \sin u_j \cos i_j) - V_{\tau_j} \cdot (\cos\Omega_j \sin u_j + \cos\Omega_j \cos u_j \cos i_j),\\
\dot{y}_j &= V_{r_j} \cdot (\sin\Omega_j \cos u_j - \cos\Omega_j \sin u_j \cos i_j) - V_{\tau_j} \cdot (\sin\Omega_j \sin u_j - \cos\Omega_j \cos u_j \cos i_j),\\
\dot{z}_j &= V_{r_j} \sin u_j \sin i_j + V_{\tau_j} \cos u_j \sin i_j,
\end{aligned}
\tag{5}
$$

где $r_j = \dfrac{p_j}{1 + e\cos\vartheta_j}$, $V_{r_j} = \sqrt{\dfrac{\mu}{a_j}} e \sin\vartheta_j$, $V_{\tau_j} = \sqrt{\dfrac{\mu}{a_j}}(1 + e\cos\vartheta_j)$, $u_j = \vartheta_j + \omega_j$, $j = 1, \ldots, N_{пл}$.

3. Расчет координат и проекций скорости j-й капсулы (платформы) в гринвичской системе координат $\{x_{\Gamma_j}, y_{\Gamma_j}, z_{\Gamma_j}, \dot{x}_{\Gamma_j}, \dot{y}_{\Gamma_j}, \dot{z}_{\Gamma_j}\}$:

$$
\begin{aligned}
x_{\Gamma_j} &= x_j \cos S + y_j \sin S,\\
y_{\Gamma_j} &= y_j \cos S - x_j \sin S,\\
z_{\Gamma_j} &= z_j,\\
\dot{x}_{\Gamma_j} &= \dot{x}_j \cos S + \dot{y}_j \sin S + \omega_3 y_{\Gamma j},\\
\dot{y}_{\Gamma_j} &= \dot{y}_j \cos S - \dot{x}_j \sin S - \omega_3 x_{\Gamma j},\\
\dot{z}_{\Gamma_j} &= \dot{z}_j,
\end{aligned}
\tag{6}
$$

где ω_3 – угловая скорость вращения Земли, $\omega_з = \dfrac{2\pi}{T_{зв}} = 7{,}29 \cdot 10^{-5}\ с^{-1}$,

S – местное звездное время, $S = S_0 + Mk$;

S_0 – значение звездного времени на гринвичском меридиане в гринвичскую полночь;

M – среднее солнечное время на гринвичском меридиане;

k = 1,0027379093.

4. Расчет проекций импульса скорости ΔV_{jl} $\{\Delta Vx_{jl}, \Delta Vy_{jl}, \Delta Vz_{jl}\}$, j=1, ..., $N_{пл}$; l=1, …, $N_{КА}$ в орбитальной системе координат для l-го КА в j-й плоскости. Величина отклонения ΔV_{jl} от импульса скорости ΔV подчинена нормальному закону распределения, а направления импульсов скорости ΔV_{jl} равномерно распределены по сфере. В результате формируется множество орбит отделяемых КА (рис. 3)

5. Определение начальных условий отделяющихся КА в гринвичской системе координат:

$$
\begin{aligned}
x_{\Gamma_{jl}} &= x_{\Gamma_j},\\
y_{\Gamma_{jl}} &= y_{\Gamma_j},\\
z_{\Gamma_{jl}} &= z_{\Gamma_j},\\
Vx_{\Gamma_{jl}} &= Vx_{\Gamma_j} + \Delta Vx_{jl},\\
Vy_{\Gamma_{jl}} &= Vy_{\Gamma_j} + \Delta Vy_{jl},\\
Vz_{\Gamma_{jl}} &= Vz_{\Gamma_j} + \Delta Vz_{jl},
\end{aligned}
\quad \text{где } j = 1, \ldots, N_{пл},\ l = 1, \ldots, N_{КА}. \tag{7}
$$

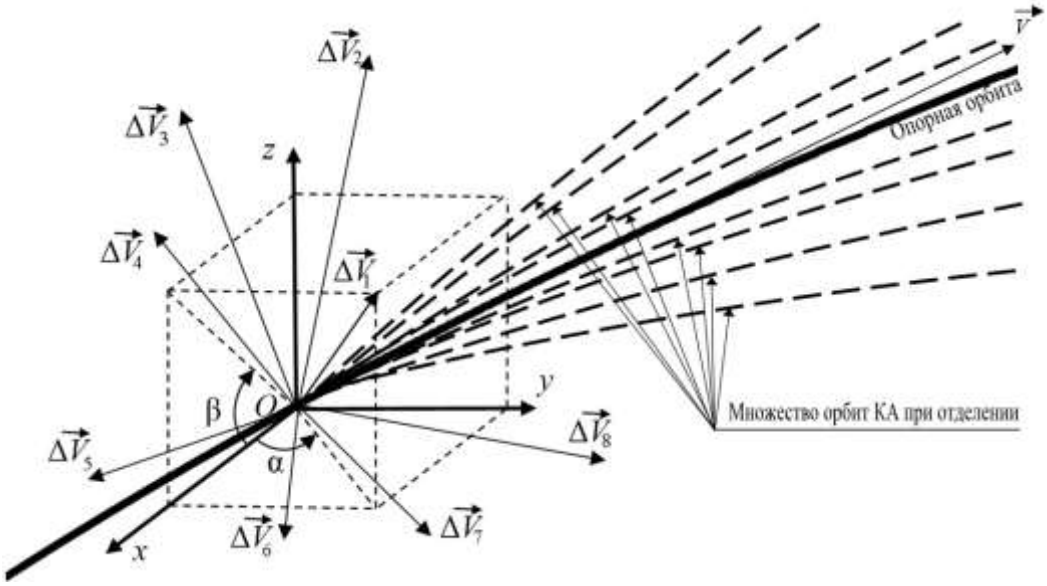


Рис. 3. Формирование множества орбит отделяемых КА

6. Расчет времени формирования вероятностной системы $T_{пл}$ в j-й опорной плоскости:

$$T_{пл_j} = \frac{T_0}{6}\frac{V_{кр}}{\Delta V_{u_j}}, \text{ где } j = 1, \ldots, N_{пл}. \quad (8)$$

7. Определение времени формирования системы $T_{сист}$, равной максимальному значению $T_{пл_j}$.

8. Прогнозирование движения КА с использованием системы дифференциальных уравнений, описывающих невозмущенное движение КА, на временном интервале $t \in [0, T_{сист}]$.

Реализация алгоритма позволяет получить координаты и проекции вектора скорости каждого КА вероятностной системы в гринвичской системе координаты на момент завершения процесса формирования.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ФОРМИРОВАНИЯ ВЕРОЯТНОСТНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Математическое моделирование процесса формирования вероятностной системы КА позволило выделить ее особенности, которые целесообразно использовать при проектировании вероятностных систем с использованием БСГ КА.

Для расчета вероятности P наблюдения ИРИ на поверхности Земли БСГ КА необходимо провести m экспериментов. В ходе каждого k-го эксперимента определяется время T_{Nk} наблюдения ИРИ на поверхности Земли БСГ КА в течение заданного временного интервала $T_З$. Среднее время T_Σ наблюдения ИРИ на поверхности Земли БСГ КА по результатам m экспериментов определяется по формуле

$$T_\Sigma = \frac{\sum_{k=1}^{m} T_{Nk}}{m}. \quad (9)$$

Значение вероятности P наблюдения ИРИ на поверхности Земли БСГ КА рассчитывается по формуле:

$$P = \frac{T_\Sigma}{T_З}. \quad (10)$$

На рис. 4 приведена зависимость вероятности наблюдения ИРИ на поверхности Земли от количества КА в вероятностной системе с параметрами $N_{пл}$ = 10, H = 819,171 км, i = 89°, γ = 47° для широты ψ = 0°.

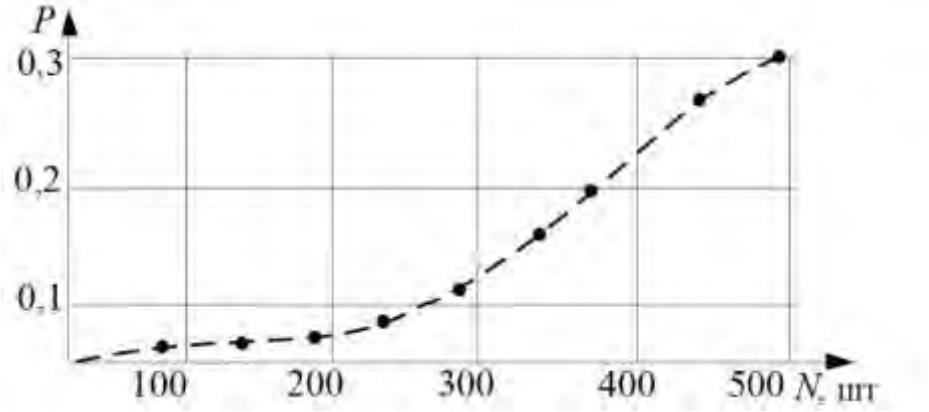


Рис. 4. Зависимость вероятности наблюдения ИРИ на поверхности Земли от количества КА в вероятностной системе

В данном случае при количестве КА в системе n < 100 вероятность наблюдения ИРИ на поверхности Земли меняется незначительно, а при n > 200 – практически линейно возрастает. Исходя из графика, можно сделать вывод о минимальном количестве КА в системе, которые обеспечат заданную вероятность наблюдения ИРИ на поверхности Земли.

График, приведенный на рис. 5, показывает зависимость вероятности наблюдения ИРИ на поверхности Земли, расположенного на экваторе, от геоцентрического угла $\varphi_з$ при общем количестве КА в вероятностной системе N = 500, i = 60°, $N_{пл}$ = 10. Восходящие узлы опорных орбит КА равномерно распределены по линии экватора, количество КА в каждой орбитальной плоскости одинаково.

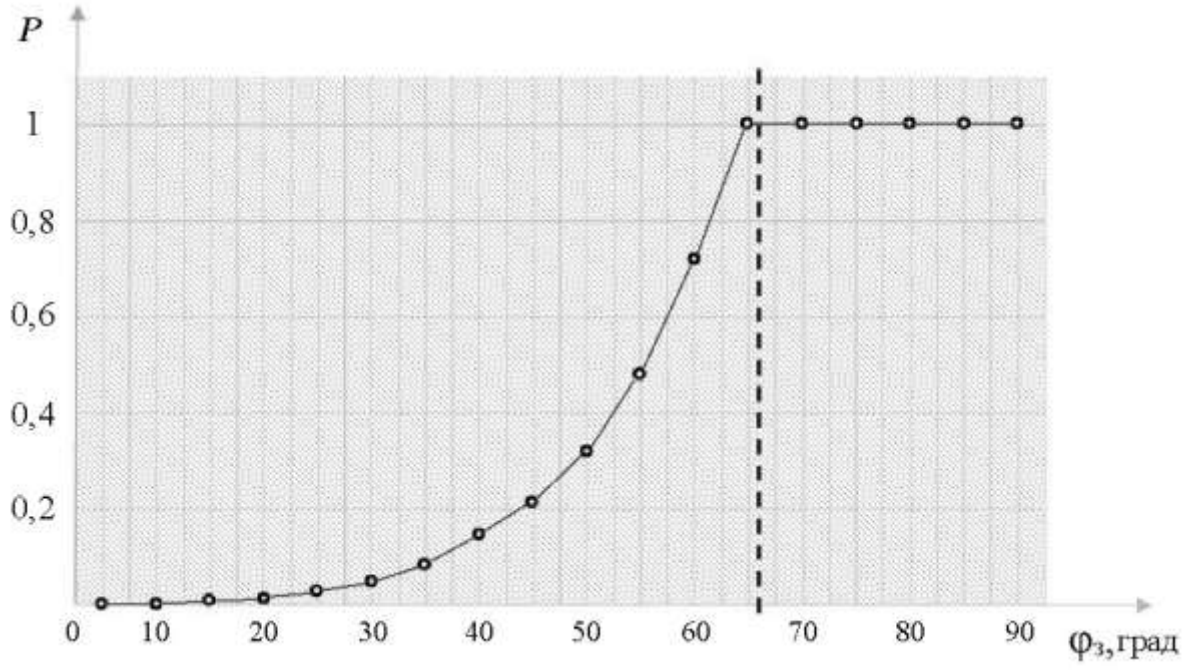


Рис. 5. Зависимость вероятности наблюдения ИРИ на поверхности Земли БСГ КА от геоцентрического угла $\varphi_з$ при H=819,171 км

Для оценки точностных характеристик определения местоположения ИРИ на поверхности Земли введем показатель J, который представляет собой отношение среднего значения объема тетраэдра $V_{T\text{ср}}$, образованного БСГ КА и ИРИ, к объему тетраэдра $V_{\text{гр}}$, соответствующего такому расположению КА, в основании которого образуется равносторонний треугольник со сторонами $d_{12} = d_{23} = d_{13} = 200$ км, а центр этого треугольника находится в зените ИРИ на высоте опорной орбиты (рис. 6):

$$J = \frac{V_{T_{\text{ср}}}}{V_{\text{гр}}}, \tag{11}$$

где $V_{T\text{ср}}$ – среднее значение объема тетраэдра, образованного БСГ КА и ИРИ, на каждом шаге прогнозирования в течение заданного временного интервала $T_З$

$$V_{T_{\text{ср}}} = \frac{\sum_{k=1}^{s_t} V_k}{s_t}; \tag{12}$$

V_k – объем тетраэдра, образованного БСГ КА и ИРИ, на шаге k;

s_t – количество шагов интегрирования в заданном временном интервале $T_З$.

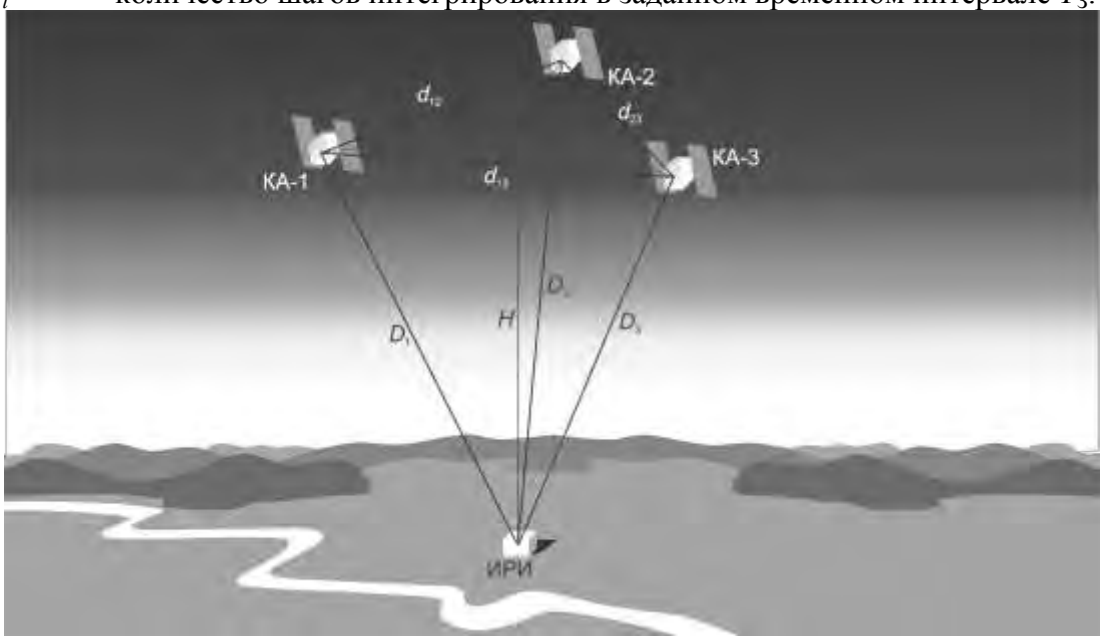


Рис. 6. Тетраэдр, образованный БСГ КА и ИРИ, в основании которого равносторонний треугольник

Чем больше значение объема тетраэдра, образованного БСГ КА и ИРИ, в текущий момент времени, тем выше точность определения местоположения ИРИ [11]. Объем тетраэдра V_T в текущий момент времени вычисляется по следующей формуле:

$$V_T = \frac{1}{6}(x_{и_1} y_{и_2} z_{и_3} + x_{и_3} y_{и_1} z_{и_2} + x_{и_2} y_{и_3} z_{и_1} + x_{и_3} y_{и_2} z_{и_1} + x_{и_2} y_{и_1} z_{и_3} + x_{и_1} y_{и_3} z_{и_2}), \tag{13}$$

где $x_{и_c}$, $y_{и_c}$, $z_{и_c}$ – координаты c-го КА в системе координат связанной с ИРИ, $c = 1, 2, 3$.

Ограничением является максимальное взаимное расстояние между КА, входящих в состав БСГ: $d_{fg} \leq 200$ км, где f, g – номера КА ($f \neq g$).

По результатам проведенных исследований вероятностной системы КА с параметрами $N_{\text{пл}} = 1$, $N_{\text{КА}} = 200$, $H = 687{,}233$ км, $i = 89°$, $\gamma = 47°$ для ИРИ с координатами $\psi = 34°$, $\lambda = 30°$ при количестве испытаний $m = 300$ были получены значения показателя J для различных значений импульса скорости отделяемых КА (табл. 1), а на рис. 7 представлены соответствующие им значения показателя J в виде графика.

Таблица 1

Значения показателя *J* для различных значений импульсов скорости при отделении КА

$\|\Delta V\|$, м/с	Максимальное отклонение элементов орбит КА от значений элементов опорной орбиты			*J*
	i, град	*e*	*a*, км	
2	0,02	0,0006	3,98	0,038
4	0,04	0,013	8,54	0,116
6	0,05	0,019	12,81	0,174
8	0,07	0,026	17,08	0,232
10	0,09	0,032	21,35	0,326
12	0,11	0,038	25,62	0,367
14	0,13	0,045	29,89	0,391
16	0,14	0,051	34,16	0,438
18	0,16	0,056	38,43	0,527
20	0,18	0,064	42,7	0,626
22	0,2	0,07	46,97	0,717
24	0,22	0,076	51,24	0,707
26	0,23	0,083	55,51	0,738
28	0,25	0,09	59,78	0,737
30	0,27	0,096	64,05	0,738
32	0,29	0,102	68,32	0,71
34	0,31	0,109	72,59	0,666
36	0,32	0,115	76,86	0,691
38	0,34	0,122	81,13	0,714
40	0,36	0,128	85,4	0,74
42	0,38	0,134	89,67	0,683
44	0,39	0,141	93,94	0,697
46	0,41	0,147	98,21	0,727
48	0,43	0,154	102,48	0,71
50	0,45	0,16	106,75	0,751

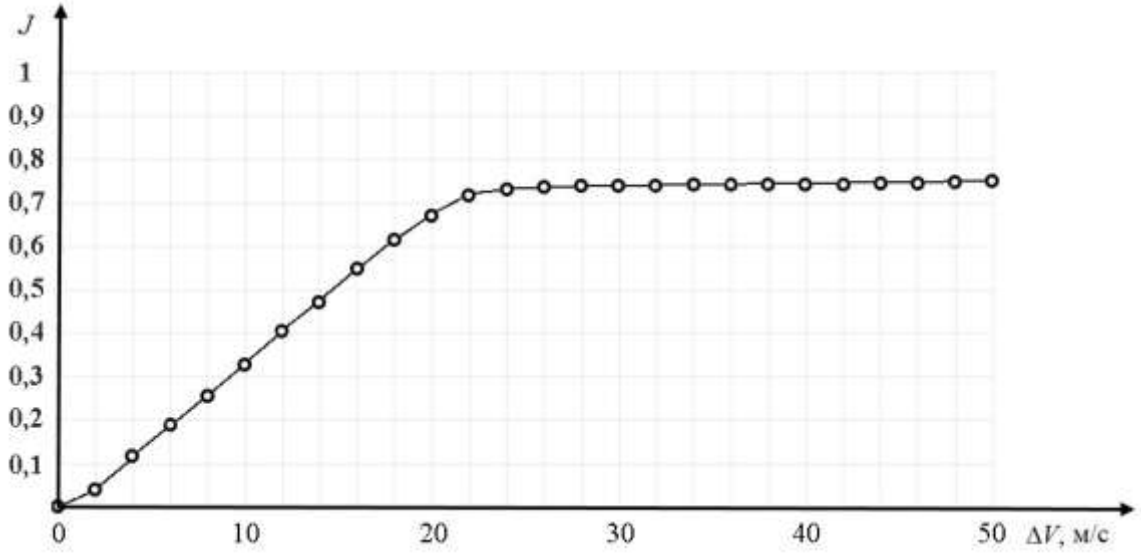


Рис. 7. График зависимости целевого показателя J от импульса скорости отделяемых КА

Моделирование процесса формирования БСГ КА проводилось на интервале времени, которое соответствует периоду замыкания пятисуточной квазисинхронной орбиты [11, 14].

Расчеты показывают, что при добавлении еще одной группы из 200 КА, размещенных на орбите с заданным смещением значения восходящего узла, периодичность наблюдения ИРИ БСГ КА возрастает приблизительно в два раза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Задача определения местоположения ИРИ в любой точке земной поверхности может быть решена с использованием БСГ КА, формируемых из состава вероятностной системы КА.

Найденные зависимости вероятности наблюдения ИРИ на поверхности Земли позволяют формировать орбитальные структуры БСГ КА, удовлетворяющие заданным требованиям. Например, при увеличении количества КА в системе при $N_{КА} > 300$ вероятность наблюдения ИРИ возрастает практически линейно, а для КА с высотой орбиты $H = 819{,}171$ км увеличение геоцентрического угла при $\varphi_З > 66°$ не приводит к изменению вероятности наблюдения ИРИ.

При многократном моделировании ($m = 300$) процесса формирования вероятностной системы КА посредством проведения статистических испытаний наилучшие значения целевого показателя J, характеризующего точность определения местоположения ИРИ, были достигнуты при значениях импульса скорости отделяемых КА $\Delta V > 22$ м/с. Поскольку при $\Delta V > 22$ м/с, значения целевого показателя J меняется незначительно, выбору подлежит тот вариант, который требует меньше расходов характеристической скорости, т. е. $\Delta V = 22$ м/с.

Вероятностный подход к формированию рассмотрен как один из возможных путей построения орбитальных структур КА, которые будут удовлетворять заданным требованиями и ограничениям.

Список используемых источников

1. *Власов С.А., Житников Т.А., Кульвиц А.В.* Формирование облика баллистически связанной группы космических аппаратов наблюдения земной поверхности // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – Вып. 651. – С. 113–119.

2. *Палкин М.В.* Некоторые аспекты формирования групп космических аппаратов и управления ими // Вестник Московского авиационного института. – 2014. – Т.21, № 3 – С. 29–35.

3. *Шестаков С.А., Иванов Д.С.* Оптимизационные задачи при управлении групповым полетом спутников с помощью переброса массы // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2014. – № 69. – 24 с.

4. *Овчинников М.Ю.* Динамика и управление перспективными многоэлементными орбитальными системами // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. – 2012. – № 4 (2). – С. 255–257.

5. *Clohessy W.H.*, *Wiltshire R.S.* Terminal guidance system for satellite rendezvous // Journal of Aerospace Science. – 1960. – Vol. 27 (Sept.). – P. 653–658.

6. *Житников Т.А., Коваленко А.Ю., Кульвиц А.В.* Анализ моделей относительного движения КА в составе орбитальной группировки. // Журнал «Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2017. – № 11–12 (113–114). – С. 24–29.

7. *Wnuk E., Golebiewska J.* The relative motion of Earth orbiting satellites // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. – 2005. – Vol. 91, № 3–4. – P. 373–389.

8. *Fiedler H., Krieger G.,* Close formation flight of passive receiving micro-satellites // The 18th International Symposium on Space Flight Dynamics. – Munich, Germany, 11–15 October 2004. – P. 207–219.

9. *Лобанов А.Г., Семункина В.И.* К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съёмки // Космонавтика и ракетостроение. – 2012. – № 5. – С. 41–47.

10. Формирование структуры баллистически связанной группы космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Житников Т.А., Кульвиц А.В. Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. – 2016. – Т. 8, № 4. – С. 11–16.

11. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем / Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Кульвиц А.В. и др. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017.– 302 с.

12. *Эльясберг П.Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – 2-е изд. – М.: Либроком, 2011. – 544 с.

13. *Аверкиев Н.Ф.* Оперативный поиск резервных орбит при управлении движением средств выведения космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2004. – Т. 47, № 2. – С. 10–15.

14. *Аверкиев Н.Ф., Васьков С.А., Салов В.В.* Баллистическое построение систем космических аппаратов связи и пассивной радиолокации лунной поверхности // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2008. –Т. 51, № 12. – С. 64–66

В.Н. Арсеньев,
доктор техн. наук, профессор;
С.Ю. Балуев,
кандидат техн. наук, доцент;
Е.Н. Белихин

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К БОРТОВЫМ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМ СРЕДСТВАМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ОБСТАНОВКОЙ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

В статье рассматриваются различные варианты построения орбитальной системы космических аппаратов, предназначенной для определения параметров движения космических объектов в околоземном космическом пространстве. На основе анализа параметров баллистического построения системы обосновываются требования к бортовым оптико-электронным средствам видимого диапазона, используемым для решения этой задачи.

Ключевые слова: бортовые оптико-электронные средства, космические объекты, околоземное космическое пространство.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время возможности системы контроля космического пространства (СККП) имеют существенные ограничения по глобальности действия, точностным характеристикам, оперативности получаемой информации и др. Это обусловлено тем, что имеющиеся средства наблюдения СККП расположены только на территории нашего государства. Наземные средства СККП, которые функционируют в радиодиапазоне длин волн, позволяют вести непрерывный контроль космических объектов (КО) и определять параметры их орбит с высокой точностью на ограниченных высотах. На больших высотах производить контроль и определять параметры орбит с высокой точностью невозможно, так как уменьшается мощность отраженного сигнала от КО и увеличивается влияние помех. Высокоточные измерения параметров КО на высокоэллиптических и геостационарных орбитах позволяют производить пассивные и активные наземные средства СККП оптического диапазона, так как их энергетические возможности существенно выше, чем средств СККП, работающих в радиодиапазоне длин волн. Однако количество средств СККП оптического диапазона ограничено, область их действия не является глобальной, и работать они могут только в ночное время суток при удовлетворительных метеоусловиях.

В связи с этим проводятся исследования по созданию космического сегмента СККП, включающего определенное количество космических аппаратов (КА), имеющих орбиты в одной или нескольких плоскостях и ведущих постоянное наблюдение за КО. Такая система позволит осуществлять круглосуточный непрерывный глобальный контроль космического пространства. Одной из основных задач, возлагаемых на космический сегмент СККП, является определение параметров движения КО, попадающих в его поле зрения. Для ее решения предполагается использовать бортовые оптико-электронные средства (БОЭС).

Научно-технические аспекты создания космического сегмента СККП, обоснование вариантов баллистической структуры, методы и методики расчета параметров движения наблюдаемых КО достаточно подробно рассмотрены в работе [1]. Авторами проведен подробный анализ методов траекторных измерений параметров орбит КО с одного или нескольких космических аппаратов-измерителей (КАИ) и сделан вывод о том, что расчетные значения па-

раметров орбит движения наблюдаемых КО с одного КАИ обладают низкой точностью по двум причинам:

– короткий интервал мерной дуги *L,* на котором производятся измерения и расчет параметров орбит КО;

– малое время измерений $t_{изм}$ из-за высокой относительной скорости $V_{отн}$ движения КО и КАИ.

Для повышения точности определения параметров орбит КО предлагается использовать два КАИ, оптические оси бортовых оптико-электронных средств которых направлены в так называемые зоны двойного обзора (ЗДО) [1]. Метод, названый авторами методом космической триангуляции, позволяет определить дальность до КО и параметры его орбиты с высокой точностью. При этом, в отличие от однопозиционных наблюдений, мерная дуга (наблюдаемый участок траектории КО) может быть короткой и составлять 5–7 градусов.

К сожалению, в [1] рассмотрен только очаговый характер расположения ЗДО, что означает наличие значительных промежутков неконтролируемого космического пространства между зонами обзора. Этот факт ограничивает возможности БОЭС КАИ в использовании космического пространства для наблюдения за движением КО и определения параметров их орбит.

В работе [2] предложена другая модель построения системы КАИ космического сегмента СККП. Система состоит из 8 КАИ, которые находятся в одной плоскости орбиты на угловом расстоянии в 45° на высотах $H = 1200 \div 3000$ км от поверхности Земли. На каждом КА имеется по 2 комплекта БОЭС, оси визирования которых направлены в сторону соседних КАИ. При таком построении группировки КАИ формируются ЗДО, которые при определенных условиях создают сплошную трехмерную область обзора. Ось симметрии такой области совпадает с плоскостью орбиты КАИ. Сплошная трехмерная область обзора позволяет проводить траекторные измерения и определять параметры орбит КО с разных КАИ в отличие от очагового расположения ЗДО.

Очевидно, что точность определения параметров движения КО существенно зависит от характеристик БОЭС КАИ. В частности, возможность создания сплошной трехмерной области обзора зависит от величины угла поля зрения БОЭС, а возможность определения параметров движения КО – от максимально допустимого времени проведения измерений.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К УГЛУ ПОЛЯ ЗРЕНИЯ БОРТОВЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ

В соответствии с методом космической триангуляции проводятся измерения углового положения α_1 отметки от КО в поле зрения БОЭС КАИ$_1$ и углового положения α_2 отметки от КО в поле зрения БОЭС КАИ$_2$ (рис. 1). На основании априорной информации о координатах КАИ$_1$ и КАИ$_2$ определяется длина базиса *d* (расстояние между КАИ$_1$ и КАИ$_2$). По данным измерений углов α_1 и α_2 определяется расстояние между КАИ и КО, а затем координаты КО и параметры его орбиты. Погрешность определения параметров орбиты КО зависит от погрешности определения базиса *d*, погрешностей определения углов α_1 и α_2, а также формы измерительного треугольника на рис. 1.

В [1] показано, что для получения минимальной погрешности необходимо, чтобы:

– длина базиса *d* была не меньше 1000 км;

– угол β пересечения оптических осей БОЭС КАИ$_1$ и КАИ$_2$ находился в плоскости их орбит и был близок к 90°.

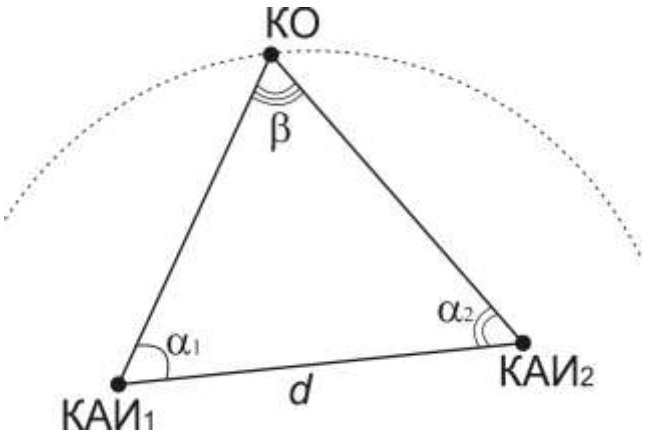


Рис. 1. Измерительный треугольник для метода космической триангуляции

При формировании ЗДО определяющими параметрами являются высота орбиты КАИ H и угол поля зрения БОЭС 2ω. Геометрией орбитального построения группировки КАИ определено, что угол наклона оси визирования БОЭС к оси Ox орбитальной подвижной системы координат, совпадающей с вектором скорости $\mathbf{V}_{\text{КАИ}}$, не зависит от высоты H и равен $\alpha = 22,5°$. Для исключения засветки БОЭС нижняя граница поля зрения БОЭС не должна пересекать границу атмосферы Земли на высоте H = 120 км. Таким образом, принимая во внимание, что направление осей визирования всех БОЭС определено и неизменно, каждому варианту высоты орбиты КАИ соответствует предельное значение углового поля зрения БОЭС. При превышении предельного значения, в поле зрения БОЭС попадет атмосфера Земли. На рис. 2 показан вариант размещения космических аппаратов-измерителей и отмечены зоны двойного обзора ЗДО1–ЗДО5, сформированные КАИ$_1$–КАИ$_6$.

Высота орбиты КАИ влияет на длину базы d, на допустимое угловое поле зрения БОЭС и на размеры ЗДО1–ЗДО5. Объем контролируемого пространства в ЗДО увеличивается при увеличении высоты орбиты КАИ, так как при этом увеличивается допустимое поле зрения БОЭС.

Углы пересечения осей визирования БОЭС остаются неизменными и равны:

– $\gamma_1 = 180°$ для БОЭС КАИ$_1$ и КАИ$_2$ в ЗДО1 (отметки КАИ$_1$ и КАИ$_2$ расположены в центре полей зрения БОЭС КАИ$_2$ и КАИ$_1$);

– $\gamma_2 = 135°$ для БОЭС КАИ$_1$ и КАИ$_3$ в ЗДО2;

– $\gamma_3 = 90°$ для БОЭС КАИ$_1$ и КАИ$_4$ в ЗДО3;

– $\gamma_4 = 45°$ для БОЭС КАИ$_1$ и КАИ$_5$ в ЗДО4;

– $\gamma_5 = 0°$ для БОЭС КАИ$_1$ и КАИ$_6$ в ЗДО5.

Так как граница допустимого поля зрения БОЭС ограничена окружностью с высотой $H = 120$ км, то увеличение высоты орбиты КАИ H приводит к увеличению допустимого поля зрения БОЭС – 2ω и расширению его границы. При малых значениях 2ω ЗДО1–ЗДО5 расположены на удалении друг от друга, поэтому сплошной области космического пространства, используемой для наблюдения и определения параметров орбит КО, не существует. Сплошное поле образуется только тогда, когда ЗДО1–ЗДО5 последовательно охватывают друг друга.

Размеры ЗДО можно рассматривать по высотам ЗДО1–ЗДО5 $H^i_{\min}$, $H^i_{\max}$. В сплошном поле должно выполняться условие

$$H^{i+1}_{\min} < H^i_{\max} \ . \qquad (1)$$

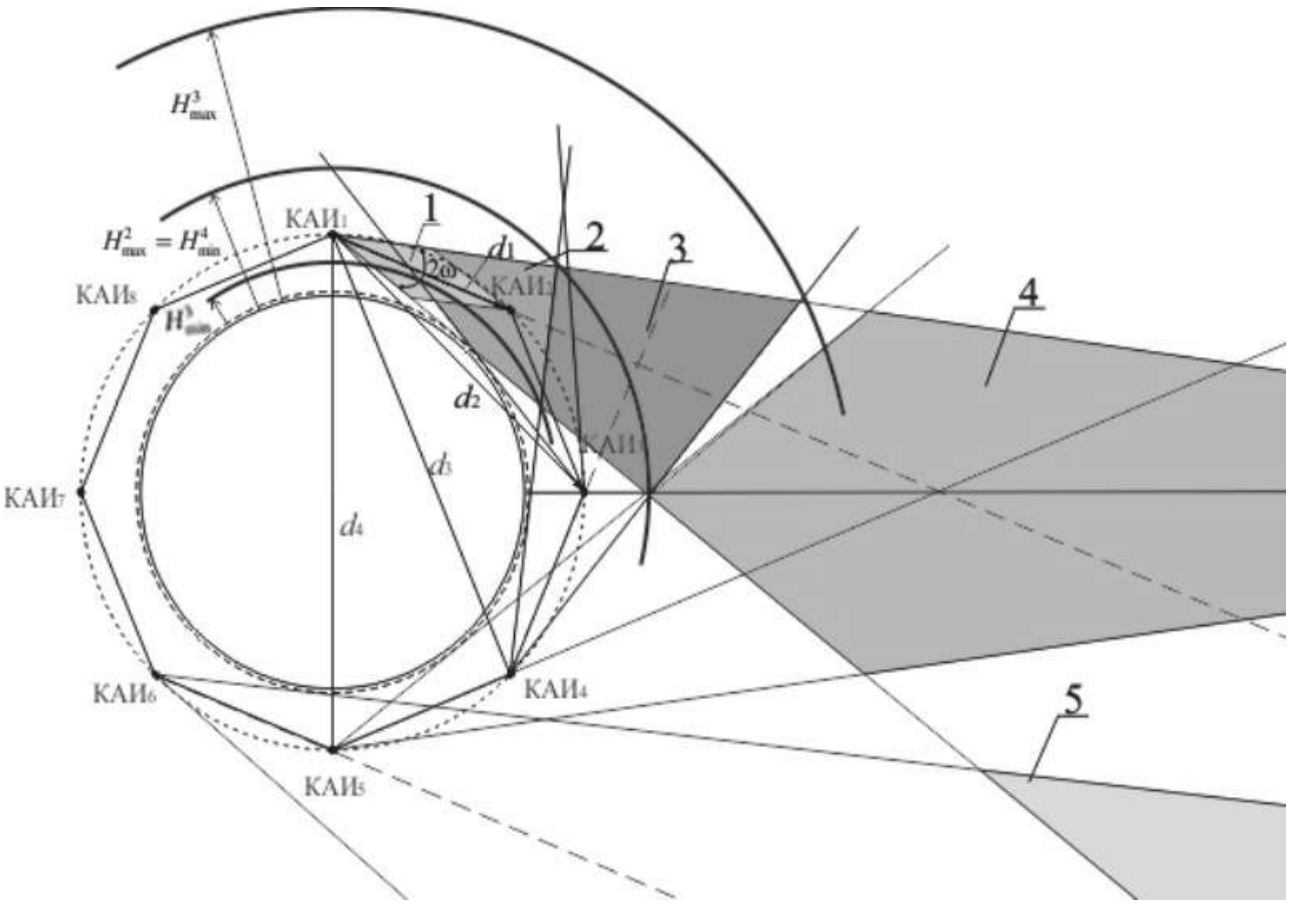


Рис. 2. Зоны двойного обзора

Установлено, что начиная с высоты орбиты $H = 2400$ км и соответствующего ей поля зрения БОЭС $2\omega = 38°$ условие (1) выполняется и сплошное поле будет сформировано. Для высот КА $H < 2400$ км условие (1) не выполняется и сплошное поле обзора космической группировкой КА не будет сформировано.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОГО ВРЕМЕНИ ИЗМЕРЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Определение параметров орбит КО методом космической триангуляции осуществляется в условиях относительного взаимного движения КАИ-КО. Поэтому важное значение имеет определение относительной скорости движения КАИ-КО $V_{\text{отн}}$, которая зависит от вида и параметров орбит КАИ и КО.

Для КО на круговых орбитах скорость движения $V_{\text{кр}}$ зависит от высоты над поверхностью Земли H [3]:

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_З + H}}, \tag{2}$$

где μ – постоянная тяготения Земли, $\mu = 398600{,}44$ км^3/с^2;

$R_З$ – радиус Земли, $R_З = 6357$ км.

На эллиптических орбитах скорость движения КО максимальна в перигее и минимальна в апогее. Скорость КО в перигее

$$V_{\text{П}} = \sqrt{\frac{2\mu \cdot r_{\text{А}}}{r_{\text{П}}(r_{\text{П}} + r_{\text{А}})}}, \tag{3}$$

где $r_{\text{А}}$ – расстояние от центра Земли до апогея орбиты КО;

$r_{\text{П}}$ – расстояние от центра Земли до перигея орбиты КО.

Скорость КО в апогее

$$V_{\text{А}} = \sqrt{\frac{2\mu \cdot r_{\text{П}}}{r_{\text{А}}(r_{\text{П}} + r_{\text{А}})}}. \tag{4}$$

Относительная скорость движения КО-КАИ максимальна при встречном движении и минимальна при равенстве направлений векторов скоростей КО $V_{\text{КО}}$ и КАИ $V_{\text{КАИ}}$. Скорость КАИ на высоте $H = 2400$ км равна 7 км/с, а скорость КО в зависимости от высоты его движения изменяется в диапазоне $V_{\text{КО}} = 3 \div 8$ км/с. Таким образом, максимальная относительная скорость движения КО-КАИ $V_{\text{отн}} = 15$ км/с.

Относительная скорость движения КО-КАИ влияет на угловую скорость $\omega_{\text{КО}}$ движения отметки от КО в приемнике оптического излучения, которая определяется в соответствии с выражением:

$$\omega_{\text{КО}} = \frac{V_{\text{отн}}}{D}, \tag{5}$$

где D – расстояние от КАИ до КО.

Диапазоны изменения угловой скорости КО при наблюдаемом его движении в поле зрения БОЭС КАИ для ЗДО1–ЗДО5 с высотой орбиты КАИ $H = 2400$ км приведены в табл. 1.

Таблица 1

Диапазоны изменения угловой скорости КО

Номер ЗДО	1	2	3	4	5
$\omega_{\text{КО}}^{\min}$ град/сек	0,178	0,095	0,052	0,027	0,015
$\omega_{\text{КО}}^{\max}$ град/сек	0,267	0,142	0,077	0,04	0,0225

Время прохождения космического объекта зоны обзора БОЭС можно найти по формуле

$$t = \frac{2\omega D}{V_{\text{отн}}} \tag{6}$$

при условии, что КО движется через центр зоны обзора. Это время будет минимальным в ЗДО1. Для определения параметров орбиты КО необходимо чтобы время измерений $t_{\text{изм}}$ не превышало минимального времени прохождения КО зоны обзора $t_{\min}$, которое и является максимально допустимым временем измерений. Таким образом, должно выполняться условие

$$t_{\text{изм}} \le t_{\min}. \tag{7}$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрены варианты построения космического сегмента СККП, а также образованные бортовыми ОЭС зоны двойного обзора при различных высотах орбиты КАИ. Определен угол поля зрения БОЭС $2\omega = 38°$, при котором образуется сплошное поле обзора, когда ЗДО1–ЗДО5 последовательно пересекаются.

Сформированы требования ко времени определении параметров движения КО бортовыми ОЭС методом космической триангуляции.

Список используемых источников

1. *Половников В.И., Скутницкий В.М.* Теоретические основы проектирования орбитальных систем космической триангуляции: монография. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2013. – 123 с.

2. Вариант баллистического построения орбитальной системы контроля космических объектов в ближней зоне околоземного космического пространства / В.К. Семенихин и др. // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. – Вып. 65. – С. 112–116.

3. Современные методы и алгоритмы исследования движения космических аппаратов / Н.Ф. Аверкиев и др. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013. – 242 с.

К.В. Бакурский,
кандидат техн. наук;
С.В. Никифоров,
кандидат техн. наук;
В.Ф. Павский
кандидат техн. наук, доцент;
Н.В. Радионов
доктор экономических наук, доцент;
Г.Б. Стеганов
кандидат техн. наук, доцент

ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СОЛНЕЧНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГОСТАНЦИЯ С ПРОСТРАНСТВЕННОЙ СИНХРОНИЗАЦИЕЙ ЧАСТОТЫ

Представлены результаты численного расчета солнечной активной фазированной антенной решетки с различными конструктивно-энергетическими параметрами системы синхронизации. Рассмотрены два варианта построения антенной системы синхронизатора частоты применительно к солнечной активной фазированной антенной решетке, базирующейся на геостационарной орбите при рабочей частоте станции 2450 МГц. Отмечены достоинства и недостатки предложенных способов построения систем синхронизации.

Ключевые слова: автогенератор, активная фазированная антенная решетка, гелиостат, солнечная космическая энергостанция, солнечные батареи.

Состояние и тенденции развития мировой энергетики на Земле и в Космосе в совокупности с неуклонным сокращением возможностей использования возобновляемых источников энергии свидетельствуют о необходимости поиска альтернативных источников. Таким источником является непосредственно солнечная энергия, которая может быть преобразована в другие виды энергии – в частности, в электрическую. Одним из актуальных направлений в этой области является разработка и использование энергетических систем на основе полупроводниковых фотоэлектрических солнечных космических энергостанций (СКЭС), преобразующих солнечную энергию в энергию управляемых сверхвысокочастотных (СВЧ) колебаний и обеспечивающих эффективное дистанционнон энергоснабжение космических и земных потребителей. По своей сути СКЭС должны быть эффективными источниками мощного управляемого направленного СВЧ-излучения определенной частоты (2450 МГц для трассы космос – Земля, при которой даже при самых неблагоприятных атмосферных условиях потери мощности энергии не превышают 5–10% [1], и более коротковолновый диапазон для трасс в космосе).

Применение СКЭС для дистанционного энергоснабжения наземных и космических потребителей определяется теми потенциальными преимуществами, которые имеют СКЭС перед традиционными наземными системами энергоснабжения и, в том числе, на основе солнечных электростанций. К этим преимуществам относятся [1, 2]:

– почти непрерывное освещение солнечным излучением СКЭС, находящейся на геосинхронной орбите (ГСО), когда суммарный временной интервал теневых участков орбиты станции в год не превышает одного процента;

– значительно более высокая, чем на Земле (в 5–15 раз), среднегодовая плотность солнечного излучения, поступающего к системе преобразования солнечной энергии;

– возможность генерации больших мощностей (сотни и тысячи киловатт) и передачи их в виде направленного СВЧ-излучения в космосе и в любое место на поверхности Земли с возможностью быстрой переориентации луча.

Известные предложенные и разработанные технические проекты фотоэлектрических СКЭС [1], несмотря на их многообразие, могут быть сведены к двум основным схемам – так называемой традиционной и совмещенной, которую за рубежом обычно называют «сэндвич».

Традиционная СКЭС содержит разнесенные в пространстве передающую активную фазированную антенную решетку (АФАР), формирующую направленный луч СВЧ энергии, ориентированный в направлении приемной наземной антенны (ректенны), и панели солнечных батарей (СБ) с концентраторами солнечного излучения (КСИ) или без них. Солнечные батареи обеспечивают электропитанием СВЧ-генераторы АФАР, преобразующие энергию постоянного электрического тока в энергию управляемых СВЧ-колебаний, поступающих к излучающим элементам передающей антенны.

Производительность СБ можно характеризовать через энергоприток электрической энергии. Энергоприток – это количество электрической энергии, выработанной панелями СБ в единицу времени (Вт·сек, Вт·ч) [3].

Как на величину выходной мощности СБ (в текущий момент времени), так и на энергоприток влияют следующие факторы:

1. Условия функционирования СБ в космическом пространстве, такие как уровень падающего на панели и отраженного от них излучения, температура панелей, их ориентация относительно Солнца, вращение КА, прохождение теневых зон и экранирование (затенение элементами конструкции КА).

2. Режимы нагрузки, которые определяют значения тока и напряжения в рабочей точке на вольт-амперной характеристике батареи, а также влияют на установившуюся температуру СБ.

3. Специфические параметры, определяемые материалом и конструкцией фотоэлектрических преобразователей (ФЭП).

Кроме того, степень воздействия данных факторов, в свою очередь, зависит от плоскости орбиты КА (например, угла наклона по отношению к Солнцу), расстояния от Солнца и направления движения КА относительно Солнца (приближение или удаление от него).

В СКЭС по совмещенной схеме АФАР и СБ объединены в единую конструкцию, названную нами САФАР (Солнечная АФАР) [4]. В САФАР фотоэлектрические преобразователи 5 размещаются на противоположной по отношению к апертуре 4 АФАР стороне конструкции (рис. 1).

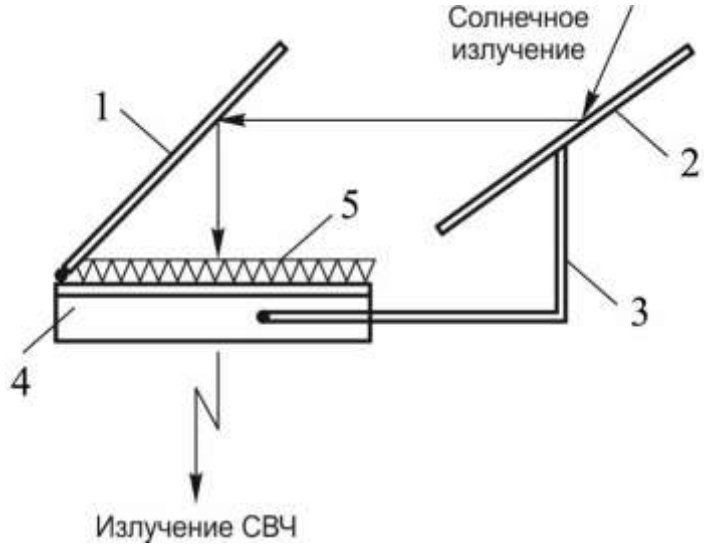


Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема САФАР с плоскими концентраторами солнечного излучения:
1 – основной гелиостат; 2 – вспомогательный гелиостат; 3 – силовая рама; 4 – САФАР; 5 – фотоэлектрические преобразователи с концентраторами солнечного излучения

С целью снижения общей площади ФЭП в состав САФАР могут быть введены концентраторы солнечного излучения. Принципиальными особенностями СКЭС с САФАР по отношению к традиционной СКЭС является обязательное наличие в ее составе системы плоских отражающих гелиостатов, предназначенных для слежения за Солнцем и направления солнечного излучения независимо от пространственной ориентации САФАР ортогонально активной поверхности СБ, а также равенство площадей излучающей апертуры антенны и солнечной батареи.

САФАР обладают существенными потенциальными преимуществами перед традиционными СКЭС. Использование САФАР позволяет:

– улучшить масса-энергетические показатели станции за счет значительного упрощения системы электропитания генераторных СВЧ-приборов путем уменьшения количества преобразователей тока и напряжения, исключения достаточно тяжелых коммутационных линий и регулирующей аппаратуры, снижения потерь в них, сокращения числа конструкционных элементов и пр;

– повысить пространственную стабильность диаграммы направленности излучения за счет практически полной развязки генераторно-излучающих систем по цепям электропитания;

– в условиях жестких ограничений по массе и габаритам конструктивное объединение элементов и функциональных узлов позволяет повысить стойкость системы к воздействию повреждающих факторов космического пространства за счет общей защиты и осуществления взаимной компенсации отклонений рабочих режимов ФЭП и других элементов САФАР при изменении температуры, воздействии радиации и прочих факторов;

– снизить трудоемкость и затраты при массовом производстве, сборке и настройке функциональных узлов САФАР, а в дальнейшем – и при эксплуатации системы в целом.

САФАР может быть представлена в виде ансамбля идентичных в конструктивном плане активных полупроводниковых модулей, которые осуществляют преобразование солнечной энергии в управляемое СВЧ излучение при полном коэффициенте полезного действия (КПД) модуля 12–20%. Учитывая большое число активных модулей в ансамбле, работающих на одной частоте, в них целесообразно использовать синхронизированные по частоте полупроводниковые автогенераторы СВЧ. При этом необходимо обеспечить фазирование излучаемых каждым модулем колебаний с целью достижения максимальной величины плотности потока мощности САФАР в месте расположения потребителя энергии. Система синхронизации по частоте активных модулей во многом определяет построение как самого модуля, так и САФАР в целом. САФАР в силу больших уровней мощности излучения (сотни и тысячи мегаватт) относятся к крупногабаритным космическим АФАР, излучающая апертура которых может составлять десятки и сотни метров. Поэтому, учитывая фактор космического базирования станции, с точки зрения минимизации высокочастотных потерь и упрощения конструкции антенной решетки в САФАР целесообразно использовать, как отмечалось в работе [3], систему пространственной синхронизации частоты. При этом целесообразно размещение антенны синхронизатора соосно с круглой апертурой САФАР (рис. 2). На рисунке: R_0 – расстояние между центрами полотна САФАР и антенной синхронизатора; d_Σ – диаметр САФАР; $2\theta_{max}$ – угловой размер полотна САФАР со стороны центра антенны синхронизатора.

Одними из определяющих конструктивных и энергетических показателей рассматриваемой системы при заданной мощности излучения P_Σ САФАР являются, в первую очередь, диаметр антенной решетки d_Σ, мощность излучаемая антенной синхронизатора $P_{c\Sigma}$ и расстояние между антеннами R_0.

Диаметр САФАР определяется мощностью излучаемых СВЧ колебаний P_Σ, пропорциональной площади лучевоспринимающей поверхности всего ансамбля фотопреобразователей, и составляет [4]:

$$d_{\Sigma} = 2\sqrt{\frac{P_{\Sigma}}{\pi\eta_{м}E_{с}}}\,, \qquad (1)$$

где $E_с$ – солнечная постоянна (для ГСО – 1360 Вт/м^2);

$\eta_м$ – КПД единичного модуля САФАР, $\eta_м = \eta_{гс}\,\eta_{с.б}\,\eta_{гис}$.

Здесь $\eta_{гс}$ $\eta_{с.б}$ $\eta_{гис}$ – КПД гелиостата, солнечной батареи (совокупности ФЭП), генераторно-излучающей системы соответственно.

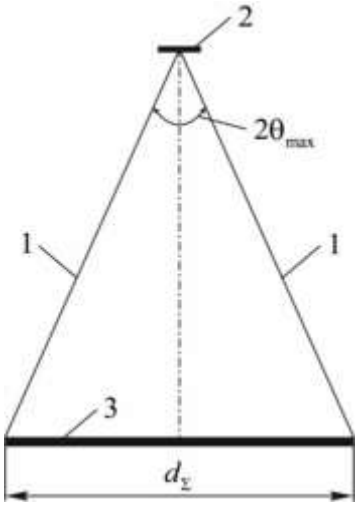


Рис. 2. Взаимное расположение САФАР и антенны синхронизатора:
1 – образующие линии диаграммы направленности излучения синхронизатора;
2 – антенна синхронизатора; 3 – САФАР

В свою очередь, мощность P_{Σ} и расстояние R_0 при прочих одинаковых условиях зависят от коэффициента усиления синхронизированного автогенератора $k_{с1}$ (отношения выходной мощности единичного автогенератора к мощности поступающего в него синхросигнала) и связанной с ним полосой синхронизма. Рассмотрим эту зависимость для варианта единичного активного модуля, построенного по структурной схеме, показанной на рис. 3.

ФЭП, преобразуя солнечную энергию в энергию постоянного тока, является источником электропитания автогенератора (АГ) мощностью $P_{г1}$. СВЧ-колебания АГ через плечи 1 – 3 ферритового циркулятора поступают в регулируемый посредством сигнала управления (СУ) фазовращатель (Ф) отражательного типа и далее через плечи 3 – 2 циркулятора – в антенну активного модуля. При отсутствии синхросигнала каждый автогенератор работает в автономном режиме на частоте $f_{г1}$, равной собственной резонансной частоте f_{01}, с выходной мощностью $P_{г1}$.

Введение в единичный автогенератор синхросигнала заданной частоты $f_с$ мощностью $P_{с1}$ через антенну 1 и плечи 2 – 1 циркулятора приводит в соответствии с эффектом затягивания частоты [4] к захвату частоты $f_{г1}$ автогенератора и удержанию ее равной $f_с$ ($f_{г1} = f_с$) в полосе синхронизации. Ширина последней $2\Delta f_{с1}$ зависит от соотношения $P_{с1}$ и $P_{г1}$ (коэффициента усиления автогенератора $k_{с1} = P_{г1} / P_{с1}$) и внешней добротности колебательной системы автогенератора (степени связи с нагрузкой) и составляет при малой синхронизирующей силе ($k_{с1}^{-0,5} \le 0,1$) величину

$$2\Delta f_{с1} = 4,8F_{0,2}k_{с1}^{-0,5}, \qquad (2)$$

где $F_{0,2}$ – коэффициент затягивания частоты автогенератора.

Как следует из формулы (2), с ростом коэффициента усиления автогенератора $k_{с1}$ (с уменьшением мощности синхронизации $P_{с1}$) полоса синхронизации сужается. При этом выходная мощность остается практически неизменной и равной $P_{г1}$.

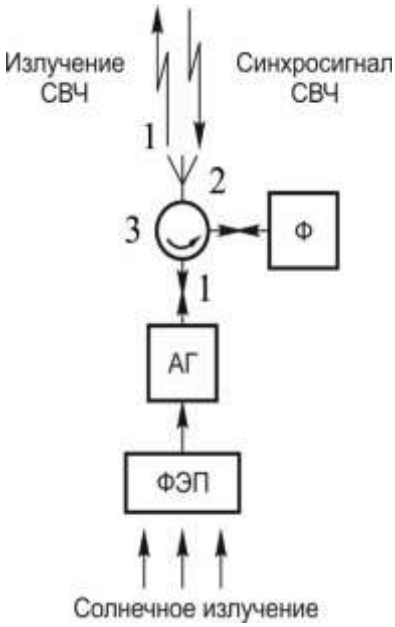


Рис. 3. Структурная схема активного модуля САФАР:
АГ – автогенератор; ФЭП – фотоэлектрический преобразователь;
Ф – фазовращатель; СУ – сигнал управления

На рис. 4 в соответствии с формулой (2) показан график зависимости величины $2\Delta f_{c1} / F_{0,2}$ от коэффициента усиления k_{c1} синхронизированного автогенератора, который позволяет по известному параметру автогенератора – коэффициенту $F_{0,2}$ и известной величине k_{c1} рассчитать ширину полосы синхронизации и оценить степень ее вариации при изменении мощности P_{c1}.

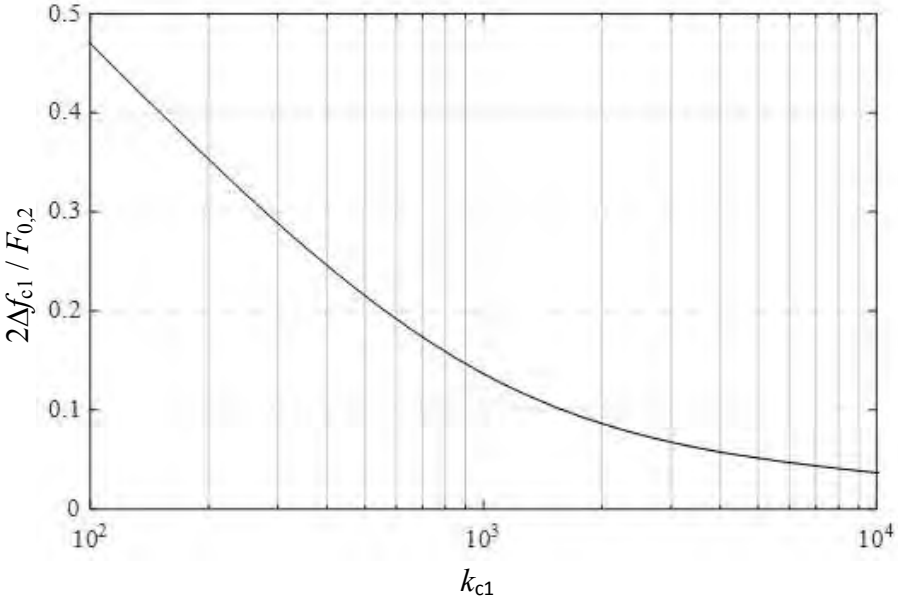


Рис. 4. Зависимость отношения $2\Delta f_{c1}/F_{0,2}$ от коэффициента усиления

При этом следует учитывать, что фаза колебаний автогенератора $\varphi_{г1}$ в зависимости от расстройки по частоте автогенератора относительно частоты синхросигнала – случайной величины $\Delta f_{с.г1} = | f_{01} - f_c |$, меньшей величины Δf_{c1} – определяется фазой наведенной в антенне САФАР электродвижущей силы (ЭДС) и входит в уравнение кривой затягивания частоты

автогенератора (рис. 5), которое применительно к рассматриваемому случаю для малой синхронизирующей силы принимает вид:

$$\Delta f_{\text{с.г1}} = \Delta f_{\text{с1}} \sin \varphi_{\text{г1}}. \quad (3)$$

Вследствие технологических причин величина $\varphi_{\text{г1}}$ по всему ансамблю модулей САФАР является случайной, распределенной по нормальному закону с нулевым средним значением и дисперсией $(\sigma\varphi_{\text{г1}})^2$. Случайная расфазировка приводит, как известно [4], к уменьшению коэффициента направленного действия (КНД) решетки в соответствии с формулой

$$D = D_0 \exp[-(\sigma\varphi_{\text{г1}})^2]. \quad (4)$$

Так, при значении $\sigma\varphi_{\text{г1}} = \pi / 8$, то есть 22,5°, КНД снижается примерно на 15%, что можно положить в качестве предельно допустимого значения.

Формулы (2) и (3) позволяют по допустимому значению угла $\varphi_{\text{г1}} = \varphi_{\text{г1доп}}$ (в данном случае равному 22,5°), при котором еще обеспечивается близкое к синфазному сложение электромагнитных волн, излучаемых антеннами активных модулей, рассчитать, с одной стороны, при данном коэффициенте усиления $k_{\text{с1}}$ допустимую величину расстройки резонансной частоты автогенератора относительно частоты $f_{\text{с}}$, а с другой – максимальный коэффициент усиления автогенератора $k_{\text{с1max}}$, соответствующий минимально допустимой мощности $P_{\text{с1}}$, при допущенной при настройке максимальной величине $\Delta f_{\text{с.г1}} = \Delta f_{\text{с.г1доп}}$, соответствующей так называемой синхронизации по уровню $\varphi_{\text{г1доп}}$. Так, из формул (2) и (3) следует, что коэффициент

$$k_{\text{с1max}} = \left(2,4 F_{0,2} \sin \varphi_{\text{г1доп}} / \Delta f_{\text{с.г1доп}}\right)^2. \quad (5)$$

На рис. 5 показаны кривые затягивания частоты автогенератора для стандартного значения коэффициента $k_{\text{с1}}^{-0,5} = 0,2$, при котором полоса синхронизации равна коэффициенту затягивания частоты $F_{0,2}$, и для некоторого значения $k_{\text{с1max}}$, при котором угол $\varphi_{\text{г1}}$ и расстройка по частоте $\Delta f_{\text{с.г1}}$ принимают значения $\varphi_{\text{г1доп}}$ и $\Delta f_{\text{с.г1доп}}$.

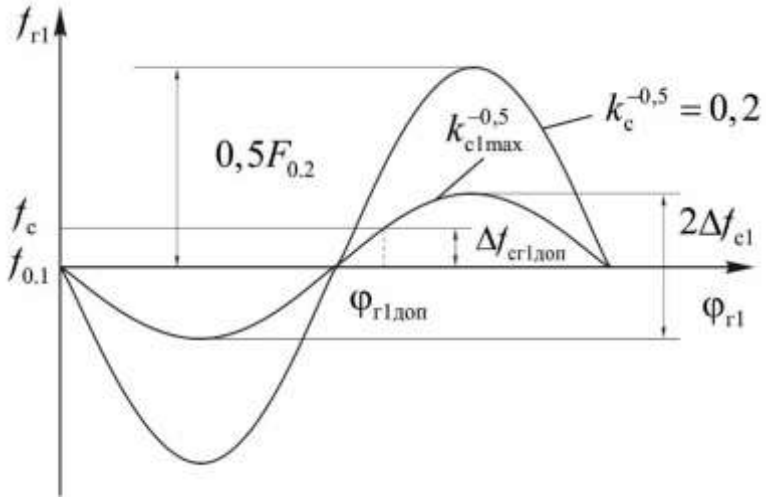


Рис. 5. Кривые затягивания частоты автогенератора

Относительная полоса частот по уровню $\varphi_{\text{г1доп}}$ при этом соответственно составляет:

$$\Delta f_{\text{с.г1доп}} / F_{0,2} = 2,4 F_{0,2} k_{\text{с1max}}^{-0,5} \sin \varphi_{\text{г1доп}}. \quad (6)$$

Зависимость коэффициента $k_{\text{с1max}}$ от значения $\Delta f_{\text{с.г1доп}} / F_{0,2}$ для максимально допустимого угла $\varphi_{\text{г1доп}} = 22,5°$ приведена на рис. 6.

Из рисунка, например, следует, что при и отклонении частоты $f_{\text{с}}$ от частоты настройки f_{01} на 3% относительно значения коэффициента затягивания частоты коэффициент усиления автогенератора не должен превышать 29,5 дБ. С уменьшением разности $|f_{\text{с}} - f_{01}|$ при

$k_{c1}^{-0,5} = \text{const}$ угол $\varphi_{г1}$ уменьшается, и при $f_{01} = f_c$ уже вариации коэффициента усиления не влияют на фазовый сдвиг, поскольку он оказывается равным нулю (рис. 6).

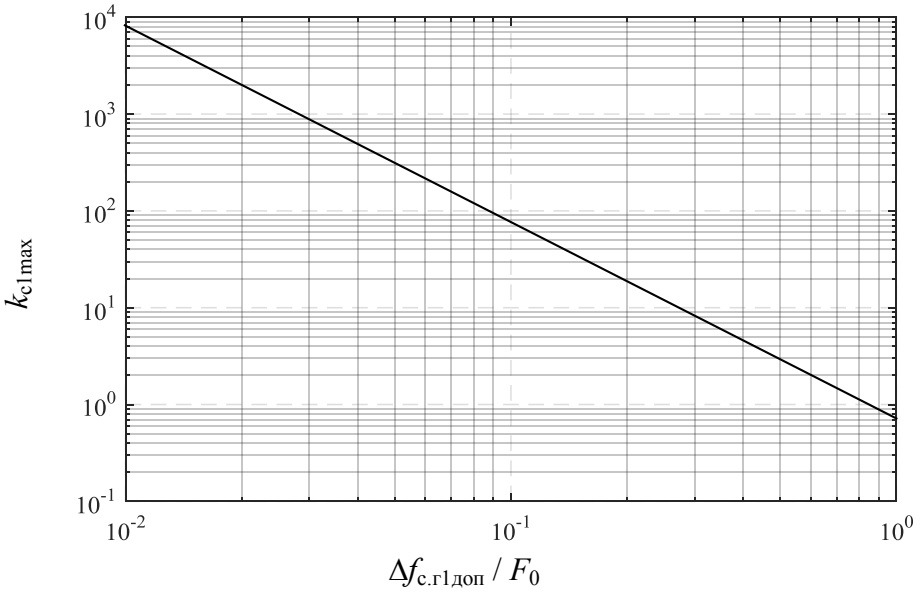


Рис. 6. Зависимость коэффициента усиления k_{c1max} от отношения $2\Delta f_{c1доп}/F_{0,2}$ для $\varphi_{г1доп} = 22,5°$

Следует отметить, что ширина полосы синхронизации по уровню $\varphi_{г1доп}$ при коэффициенте $k_{c1max} \geq 20$ дБ может быть увеличена в три и более раз путем использования в схеме автогенератора модуля внешней дополнительной обратной связи (ВДОС) [7].

Соотношение (5) позволяет также предъявить требования к допустимому уровню относительной нестабильности частоты синхросигнала $\delta_{fc} = \Delta f_c / f_c$, исходя из фазового набега в контуре автогенератора, который складывается из нестабильности частоты синхронизатора и отклонения частоты настройки контура автогенератора от расчетного значения частоты синхронизатора. При условии $\varphi_{г1} \leq \varphi_{г1доп}$ получим формулу для нестабильности частоты синхросигнала:

$$\delta_{fc} = 2\Delta f_{c\,г1доп}\left(1 - A_c\right) / f_c . \quad (7)$$

Здесь $\Delta f_{c.г1доп} = 2,4 F_{0,2} k_{c1max}^{-0,5} \sin\varphi_{г1доп}$, $A_c = \Delta f_{c.г1} / \Delta f_{c.г1доп}$ при вариации величины $f_{c.г1}$ в пределах $0 - f_{c.г1доп}$.

В случае, когда частота $f_{01} = f_c$, ($\Delta f_{c.г1}$=0), допустимое значение нестабильности частоты синхронизатора составляет:

$$\delta_{fc} = 4,8 F_{0,2} k_{c1max}^{-0,5} \sin\left(\varphi_{г1доп}\right) / f_c . \quad (8)$$

При частоте $f_{01} \neq f_c$ требования к величине δ_{fc} повышаются.

Ниже в качестве примера для количественной оценки введенных ранее показателей САФАР с пространственной синхронизацией частоты рассмотрены два варианта построения антенной системы синхронизатора частоты [6] применительно к САФАР, базирующейся на геостационарной орбите при рабочей частоте станции 2450 МГц ($\lambda = 0,122$ м). Первый вариант построения обеспечивает приблизительно одинаковые условия работы активных модулей всего ансамбля путем такого облучения полотна САФАР СВЧ колебаниями антенны синхронизатора, при котором мощность P_{ci} колебаний, принятых элементами САФАР (независимо от их расположения на ее поверхности), оказывается неизменной, а коэффициент усиления k_{c1} автогенераторов – одинаковым. При втором варианте используется антенна синхронизатора с круглой апертурой.

Для иллюстрации энергетических возможностей САФАР на рис. 7 приведены зависимости, связывающие излучаемую антенной мощность СВЧ с необходимым для этого диаметром излучающей апертуры, которые свидетельствуют о том, что уровни мощности излучения САФАР лежат в диапазоне, характерном для фотоэлектрических СКЭС.

В качестве численных значений, используемых в формулах (1), (7), (8) и ниже физических величин, приняты значения, характерные для подобного рода систем: КПД гелиостатов (зеркал с прямолинейной образующей отражающей поверхности) $\eta_{гс}$ = 0,85; КПД генераторно-излучающей системы активного модуля $\eta_{гис}$ = 0,6; КПД солнечных батарей (ансамбля ФЭП) $\eta_{с.б}$ = 0,2 – 0,3; коэффициент усиления синхронизированного автогенератора $k_{c1} = k_{c1max}$ = 25 и 30 дБ; коэффициент затягивания частоты автогенератора $F_{0,2}$= 80 МГц.

В работе [7] показано, что для первого варианта антенной системы синхронизации САФАР мощность излучения антенны синхронизатора $P_{c\Sigma}$ должна составлять

$$P_{c\Sigma} = \frac{8P_{\Sigma}\left(1-\cos^3\theta_{max}\right)\cos\theta_{max}}{3k_{c1}\sin^2 2\theta_{max}}, \tag{9}$$

а расстояние между антеннами определяется соотношением

$$R_0 / d_{\Sigma} = 0,5\,\mathrm{ctg}\,\theta_{max}. \tag{10}$$

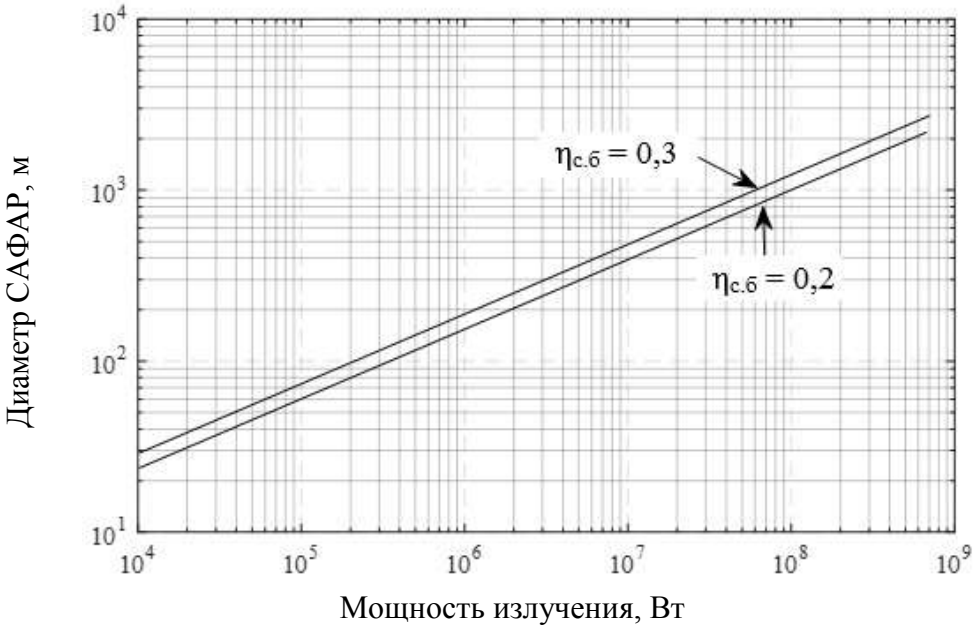


Рис. 7. Зависимость диаметра САФАР от уровня излучаемой мощности СВЧ

Заданными являются мощность излучения САФАР P_{Σ}, длина волны λ, коэффициент усиления $k_{c1} = k_{c1max}$, угол θ_{max} и коэффициент затягивания частоты автогенератора $F_{0,2}$.

Результаты расчетов для первого варианта системы приведены в табл. 1.

Для второго варианта системы заданными являются мощность излучения САФАР P_{Σ}, длина волны λ, диаметр круглой апертуры антенны d_c, коэффициент усиления $k_{c1к} = k_{c1max}$ и коэффициент затягивания частоты автогенератора $F_{0,2}$.

Как следует из работы [8], мощность излучения антенны синхронизатора $P_{c\Sigma}$ определяется соотношением

$$\frac{k_{c1к}P_{c\Sigma}}{P_{\Sigma}} = 2\left[\frac{\lambda / d_c}{\sin\left(\lambda / d_c\right)}\right]^2, \tag{11}$$

а расстояние R_0 при угле раствора диаграммы направленности антенны синхронизатора $2\theta_{0,5c}$ – выражением

$$2\theta_{max} = 2\,\mathrm{arcctg}(2R_0 / d_{\Sigma}) = 2\theta_{0,5c} \approx \lambda / d_c, \tag{12}$$

Таблица 1

Показатели САФАР с пространственной синхронизацией частоты

$\eta_{с.б}$	P_{Σ}, МВт	d_{Σ}, м	$2\theta_{max} = 100°$			$2\theta_{max} = 120°$		
			$P_{c\Sigma}$, кВт		R_0, м	$P_{c\Sigma}$, кВт		R_0, м
			k_{c1} = 25дБ	k_{c1} = 30дБ		k_{c1} = 25дБ	k_{c1} = 30дБ	
0,2	0,6	74	2,5	0,78	31	3	0,93	21
	6	234	25	7,8	98	30	9,3	68
	60	742	250	78	312	300	93	215
0,3	0,6	61	2,5	0,78	26	3	0,93	17,7
	6	192	25	7,8	81	30	9,3	55,7
	60	608	250	78	255	300	93	176

k_{c1max} = 25 дБ			k_{c1max} = 30 дБ		
$2\Delta f_{c1доп}$, МГц	δ_{fc}		$2\Delta f_{c1доп}$, МГц	δ_{fc}	
	$A_c = 0$	$A_c = 0,75$		$A_c = 0$	$A_c = 0,75$
8	$\leq 3,2\cdot10^{-3}$	$\leq 8,1\cdot10^{-4}$	4,6	$\leq 1,8\ 10^{-3}$	$\leq 4,6\ 10^{-4}$

Результаты расчетов конструктивных и энергетических показателей САФАР для второго варианта при диаметре антенны синхронизатора $d_c = 2\lambda$ и исходных данных, принятых в предыдущем случае, представлены в табл. 2, где также обозначены: $\delta_{fc.к}$ и $\delta_{fc.ц}$ – допустимая относительная нестабильность частоты синхронизатора по отношению к крайним (периферийным) и центральным модулям соответственно.

Таблица 2

Показатели САФАР при $d_c = 2\lambda$

$\eta_{с.б}$	P_{Σ}, МВт	d_{Σ}, м	R_0, м	$P_{c\Sigma}$, кВт	
				k_{c1} = 25дБ	k_{c1} = 30дБ
0,2	0,6	74	148	7,9	2,5
	6	234	468	79	25
	60	742	1484	790	250
0,3	0,6	61	122	7,9	2,5
	6	192	384	79	25
	60	608	1216	790	250

k_{c1k}	δ_{fc}	$A_c = 0$	$A_c = 0,75$
25 дБ	$\delta_{fcк}$	$\leq 3,2\cdot10^{-3}$	$\leq 8,1\cdot10^{-4}$
	$\delta_{fcц}$	$\leq 4,3\cdot10^{-3}$	$\leq 11,4\cdot10^{-4}$
30 дБ	$\delta_{fcк}$	$\leq 1,8\cdot10^{-3}$	$\leq 4,6\cdot10^{-4}$
	$\delta_{fcц}$	$\leq 2,5\cdot10^{-3}$	$\leq 6,5\cdot10^{-4}$

Сравнение показателей САФАР, отображенных в табл. 1 и 2, показывает, что при первом варианте построения антенной системы синхронизатора при одинаковых коэффициентах усиления синхронизированных автогенераторов мощность излучения антенны синхронизатора в 3,16 меньше мощности, излучаемой антенной при втором варианте.

Использование первого варианта позволяет существенно уменьшить удаление антенны синхронизатора от полотна САФАР, а реализация второго варианта приведет к снижению требований к относительной нестабильности частоты синхронизирующих колебаний для центральных модулей по отношению к периферийным, что свидетельствует о расширении полосы синхронизации этих модулей и снижает вероятность рассинхронизации автогенераторов ансамбля САФАР в целом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из приведенных выше расчетов следует, что с точки зрения реализации САФАР наилучшие конструктивно-энергетические параметры системы синхронизации и самой САФАР в целом достигаются с ростом КПД солнечных батарей (при прочих одинаковых условиях). Тенденции роста КПД солнечных батарей (43% и выше) в сочетании с успехами твердотельных технологий в области создания перспективных активных полупроводниковых элементов модулей АФАР [9] позволяют надеяться на успешную реализацию в будущем наименее сложных фотоэлектрических СКЭС с приемлемыми затратами.

Список используемых источников

1. *Грилихес В.А.* Космические солнечные энергостанции. – Л.: Наука,1986. – 182 с.

2. Определение ориентации космического аппарата по измерениям засветки тестовых блоков солнечных батарей / Н.В. Радионов, В.И. Горбулин, Д.Л. Каргу, Н.Н. Астахов, П.А. Комаров // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 646. – С. 134–138.

3. Модель энергопритока от солнечных батарей бортовой системы электроснабжения космического аппарата, стабилизированного вращением / Д.Л. Каргу, Н.В. Радионов, Г.Б. Стеганов, Ю.А. Чудновский, Д.А. Шубин // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. – Вып. 659. – С. 164–171.

4. *Павский В.Ф*, *Грилихес В.А.*, *Добров В.А.* Система преобразования солнечной энергии в управляемое СВЧ излучение для космических энергостанций, передающих энергию на Землю // Сб. докладов международной конференция «Возобновляемая энергетика: состояние, проблемы, перспективы». – СПб., 2003. –С 208 – 211.

5. Combined semiconductor system for direct conversion of solar into controlled microwave emission / A. Ardzhanov, V. Grilikhes, I. Mironenko, V. Pavsky, L. Ryzhkova, B. Torokhov // Solar Power Satellites: the emerging energy option / ed. by P. Glaser. – New-York: EllisHorwood, 1993. – P. 56–63.

6. Радиотехнические устройства СВЧ на синхронизированных генераторах / под ред. Н.Н. Фомина. – М.: Радио и связь, 1991. – 191 с.

7. Справочник по радиолокации: в 2 кн. / под ред. М. Сколника; пер. с англ.; под общей ред. В.С. Вербы. – М.: Техносфера, 2015. – Кн. 1, 2. – 1351 с.

8. Особенности частотной синхронизации крупногабаритной активной фазированной антенной решетки космического базирования / К.В. Бакурский, Т.О. Мысливцев, В.И. Невзоров, В.Ф. Павский // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. – Вып. 661. – С. 130–136.

9. Применение современных транзисторов СВЧ в широкополосных активных модулях активных фазированных антенных решеток / Л.С. Дмитриев, Т.О. Мысливцев, Д.В. Найшулер, В.И. Невзоров, В.Ф. Павский // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – Вып. 654. – С. 128–135.

А.Г. Басыров,
доктор техн. наук, профессор;
В.С. Забузов,
кандидат техн. наук;
И.В. Захаров,
кандидат техн. наук, доцент

МЕТОД ПРЕВЕНТИВНОГО ФУНКЦИОНАЛЬНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО КОНФИГУРИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЕЕ ДЕГРАДАЦИИ

Решение задач применения бортовых вычислительных систем (БВС) космических аппаратов (КА) в условиях деструктивного влияния неблагоприятных факторов различного происхождения требует гибкого управления режимами их работы и рациональной организации вычислительного процесса. Предлагаемый метод функционально-параметрического конфигурирования БВС КА основан на оперативном управлении составом выполняемых задач и параметрами функционирования элементов БВС на основе анализа ресурса системы, условий ее функционирования и прогнозирования ее состояния.

Ключевые слова: бортовая вычислительная система, реконфигурируемая система, конфигурация, деградация, прогнозирование.

ВВЕДЕНИЕ

Решение целевых задач космическими аппаратами (КА) в условиях возмущающих факторов в интересах достижения целей применения космической системы тесно связано с устойчивостью функционирования многофункциональных бортовых вычислительных систем (БВС), выступающих интеллектуальным ядром бортовых комплексов управления (БКУ) современных КА. Важным аспектом реализации данного направления является обеспечение возможности оперативного автономного конфигурирования БВС посредством гибкой настройки режимов работы ее компонентов и диспетчеризации вычислительного процесса на основе прогнозирования ее состояния с учетом анализа ресурса и условий функционирования [1]. Это позволит обеспечить:

– возможность совместного использования информационно-вычислительных ресурсов управляющей БВС и других подсистем БКУ, перераспределения функциональных задач между бортовыми вычислительными средствами;

– эффективное использование функциональной избыточности БКУ;

– широкие возможности по управлению режимами работы функциональных узлов и распределением поступающих задач, управлению выработкой ресурса в различных условиях внешней среды;

– резерв производительности, позволяющий выполнять целевые задачи при неоднократных отказах в БВС, а также реализацию алгоритмической и информационной избыточности для компенсации отказов в БКУ (возможность переноса части функций подсистем БКУ на БВС);

– использование ресурсосберегающих и пассивных режимов (например, в неблагоприятных условиях внешней среды).

Таким образом, важным результатом комплексного использования многофункциональных БВС в системах управления КА является возможность организации на аппаратно-программном уровне взаимосогласованной работы всех подсистем КА. При этом решаются

задачи сбора информации о состоянии элементов системы и внешней среды; накопление, обработка и анализ информации для выработки управляющих решений; принятие решения по управлению и проведение реконфигурации системы. Под конфигурацией будем понимать режим функционирования БВС, определяющий режимы работы ее элементов и выполняемый комплекс вычислительных задач. Реконфигурированием БВС будем называть целенаправленное изменение ее конфигурации [2, 3].

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ КОНФИГУРИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Выбор конфигурации БВС, как правило, неоднозначен. Так, конфигурация БВС с высокой производительностью обеспечивает высокое качество решения задач на заданном интервале времени, но вследствие более интенсивного расходования ресурсов может снижать ожидаемый целевой эффект при дальнейшем функционировании. При этом зависимости целевого эффекта и расхода ресурсов БВС от ее производительности меняются во времени. Таким образом, возникает проблема выбора конфигурации по некоторому критерию с учетом текущих и прогнозируемых условий. При этом необходимо учитывать ограниченные возможности бортовых вычислительных средств и существенные временные ограничения (время планирования должно быть сопоставимо со временем перехода на ненагруженный резерв).

Теоретические основы, на которых базируются вопросы построения моделей надежности и живучести ИВС и их элементов (например, модель «коллектива вычислителей», логико-вероятностные методы, модели функциональной живучести), рассматривались в ряде широко известных работ и обобщены, к примеру, в [4]. Однако в них не затрагивается природа возмущающих факторов. Так, в работе [5] исследована проблема планирования реконфигурации сложных объектов с перестраиваемой структурой, в работе [6] – вопросы структурной устойчивости сложных систем. Однако деградация структуры объекта рассматривается прежде всего с позиций сохранения связности графа при отказах элементов, а закономерности их выхода из строя не нашли отражения.

Вопросами управления функционированием БВС занимались многие специалисты. Так, например, в [7] главной становится задача оперативной нейтрализации аномальных ситуаций с восстановлением целевых функций системы. В [8, 9] развита концепция создания БВС с резервируемой функциональностью. При этом, однако, недостаточно внимания уделено вопросам прогнозирования деградации системы после парирования нештатной ситуации в зависимости от израсходованного ресурса. Подход, изложенный, например, в [10], предполагает оценку работоспособности бортовой аппаратуры с предполагаемой динамикой развития процессов на борту КА и прогноз времени нормальной работы элементов аппаратуры. Но в этом случае ставится задача выбора программы управления, при которой прогнозируемые параметры КА приходят в норму (или близко к норме), а функционирование системы в частично работоспособных состояниях с допустимой деградацией качества не рассматривается.

В ряде диссертационных исследований предложены подходы к оцениванию и выбору конфигураций многомодульных перестраиваемых вычислительных систем КА с длительными сроками активного существования, в том числе учитывающие модели факторов космического пространства и их воздействия на электронные компоненты КА, но большинство из них предполагают априорное конфигурирование БВС. При этом вопросы реконфигурации аппаратных средств БВС в данных работах были рассмотрены на макроуровне без учета конкретных условий выполнения вычислительных задач в аппаратно-программной среде, конкретизации деструктивных физических процессов, а также целевых показателей БВС КА.

В настоящее время активно изучаются вопросы мониторинга и управления состоянием динамических систем, развивается теория проактивного управления [11]. В [12] выдвинута концепция КА как сложного динамического объекта. Тем не менее, предлагаемая перспек-

тивная методология должна быть адаптирована к специфике как автономных информационно-вычислительных систем, так и влияния возмущающих факторов на их элементы.

Таким образом, известные модели и методы конфигурирования БВС КА ориентированы прежде всего на адаптацию системы под конкретные задачи, парирование однократной аномальной ситуации, либо прогнозирование деградации конкретных электронных компонентов в условиях внешних факторов. Хотя они и проработаны достаточно глубоко, однако проблема их совместного применения решена только для ограниченного числа частных случаев. Вопросы превентивного функционально-параметрического конфигурирования перестраиваемых БВС КА в условиях деградации, их построения и организации прогностического управления ими в условиях ВФ являются новыми, ранее не исследовались и лежат прежде всего на стыках теории вычислительных систем, теории живучести сложных технических систем, теории надежности.

Превентивное конфигурирование БВС КА предполагает изменение конфигурации БВС не только по состоянию ее элементов в текущий момент времени, но и с учетом изменения условий ее функционирования на последующих интервалах на основе сценарного подхода.

Функционально-параметрическое конфигурирование расширяет «классическое» понятие конфигурирования как изменения структуры вычислительной системы. Оно формирует параметры функционирования элементов (модулей) БВС, такие как включение-выключение модулей, их напряжения питания, рабочие тактовые частоты и др., а также модифицирует состав и порядок решаемых ею вычислительных задач.

Таким образом, разработанный метод отличается от известных превентивным функционально-параметрическим конфигурированием БВС КА в условиях возмущающих факторов на основе анализа ресурса БВС, условий ее функционирования, прогнозирования ее деградации посредством оперативного управления составом выполняемых задач и параметрами функционирования элементов структуры БВС.

СЦЕНАРНЫЙ ПОДХОД К КОНФИГУРИРОВАНИЮ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Применяемое в современных БВС КА конфигурирование (например, [1, 8, 9, 13]) сводится к априорным вариантам парирования отказов и сбоев на основе тривиальных схем резервирования – мажоритирование на уровне каналов, задействование ненагруженнного резерва в случае отказов основных элементов для весьма ограниченного множества аномальных ситуаций. Предпочтительность выбираемой конфигурации рассматривается лишь с позиций ее работоспособности применительно к текущему состоянию системы, без учета влияния этого выбора на ее дальнейшее функционирование.

Существенное отличие предлагаемого подхода состоит в том, что конфигурация БВС выбирается из множества заранее сформированных конфигураций, каждая из которых соответствует своему сценарию развития обстановки. На основе сценариев строится прогноз траекторий деградации БВС с учетом динамики внешней среды (например, параметров воздействия факторов космического пространства) и выработанного элементами системы ресурса, что позволяет максимизировать интегральный полезный эффект на интервале функционирования.

Суть прогностического конфигурирования состоит в следующем. Информация от датчиков внешних воздействий (температура в блоках аппаратуры, накопленная доза ионизирующих излучений космического пространства, мощность дозы) и результаты контроля и диагностики состояния элементов БВС и бортовой аппаратуры позволяют на основе заданного классифицирующего правила определить класс события с КА (к примеру, одиночный отказ, сбой, целенаправленное воздействие некоторого типа, отказы в СЭС и СОТР и т. п.). Классы событий определяют сценарии возможных ситуаций на борту КА, учитывающие базовые

модели воздействия факторов космического пространства, и динамику условий, влияющих на надежность элементов БВС и устойчивость функционирования. Это позволяет построить прогноз деградации БВС на основе заданных моделей физических процессов и требуемого целевого эффекта (например, объема выполненных вычислительных задач [14, 15, 16]). Выбор конфигурации для заданного сценария определяется исходя из «терминального принципа» максимизации полезного эффекта [17] за срок существования.

Информация о выбираемой конфигурации кодируется и сохраняется в конфигурационной области постоянного запоминающего устройства БВС. Это позволяет для конкретного набора значений параметров состояния КА (параметров внешних воздействий, контрольно-диагностических и т. п.) автономно осуществлять оперативную реконфигурацию БВС, задавая конфигурационному программному обеспечению (программе-конфигуратору) наиболее целесообразные в текущих условиях режимы работы компонентов БВС и наборы вычислительных задач. Таким образом, научная новизна метода заключается в превентивном конфигурировании вычислительной системы на основе прогнозирования деградации ее компонентов с учетом динамики внешней среды, позволяющем обеспечить наибольший целевой эффект за срок ее функционирования.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ВЫБОРА КОНФИГУРАЦИИ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

В общем виде задача сводится к отысканию оптимальной конфигурации БВС по заданному критерию, исходя из сценария ее функционирования, учитывающего состояние БВС, ресурс ее элементов, параметры воздействующих факторов и значимость решаемых задач. Критерий выбора конфигурации должен учитывать, что качество функционирования системы на последующих интервалах времени зависит от того, как изменилось состояние системы и какой ресурс выработан на текущем интервале. Опираясь на модель функционирования БВС КА [14], будем считать, что заданы следующие исходные данные.

1. Вектор $\vec{\vartheta}(t_0) =< \vartheta_k >$ параметров состояния КА в данный момент времени t_0, включающий показания датчиков внешних воздействий, результаты диагностики БВС и бортовой аппаратуры КА, сигналы от наземного комплекса управления и т. д.

2. Множество классов событий $\mathbb{D} = \{D_i\}$, $D_i = \{V_j | j = 1 \dots \mathrm{card}\, D_i\}$, $V_j \in \mathbb{V}$, где $V_j =< \vec{p}^{(j)}; k_{\text{сэс}}^{(j)}; k_{\text{стр}}^{(j)}; \mu_j(t); \gamma_j >$ – сценарий деструктивных воздействий (ДВ), определяющий вероятности $\vec{p} =< p_k | k = 1, \dots, N >$ выхода из строя элементов структуры; $k_{\text{сэс}}^{(j)}, k_{\text{стр}}^{(j)}$ – коэффициенты повреждения системы электроснабжения (СЭС) и системы обеспечения теплового режима (СОТР), в случае его реализации; $\mu_j(t)$ – интенсивность случайного события реализации ДВ, γ_j – весовой коэффициент значимости ДВ.

3. Классифицирующая функция $\mathcal{F}: \vec{\vartheta} \to D_i,\ D_i \in \mathbb{D}$.

4. Параметры $\vec{h}(t_0)$ факторов космического пространства, регистрируемые датчиками внешних воздействий.

5. Структура БВС в виде множества ее элементов $< \zeta_j | j = 1 \dots N >$ и связей между ними в виде матрицы смежности: $\|s_{ij}\|_{N \times N}$, где $s_{ij} = 1$, если элемент ζ_i связан с ζ_j, и $s_{ij} = 0$ – в противном случае.

6. Ресурс элементов БВС [6]:

- законы распределения $\left\| F_j^{(k)} \right\|$ случайного запаса ресурса элементов $U = \{\widehat{\vec{u}}_j | j = 1, \dots, N\}$, где $\widehat{\vec{u}}_j =< \hat{u}_j^{(1)}, \dots, \hat{u}_j^{(r)} >$ – запас ресурсов j-го элемента;
- функции расхода ресурса $\frac{d\vec{r}_i}{dt} = \vec{\delta}_i[\vec{r}_i(t), g_j(t), H]$, где $\vec{r}_i$ – выработанный ресурс,

$G =< g_j | j = 0, \dots, N >$ – конфигурация, g_j – режим работы элемента ζ_j.

7. Параметры функционирования элементов БВС на интервале времени $t \in [0; t_0]$: $\vec{h}(t)$, $G(t)$ и текущее состояние $\Theta(t_0) =< \theta_i | i = 1, \dots, N >$, $\theta_i = \begin{cases} 0, \zeta_i \text{ неработоспособен;} \\ 1, \zeta_i \text{ исправен.} \end{cases}$

8. Параметры функциональных режимов $\xi \in \Xi$: C_ξ – показатель целевого эффекта [15], производимого БВС при успешном решении задач функционального режима ξ; $P(\xi, G)$ – вероятность решения задач режима ξ в конфигурации G; $v(G)$ – показатель производительности БВС в конфигурации G.

Требуется найти конфигурацию G^*, обеспечивающую максимальное значение показателя целевого эффекта J на заданном интервале времени $[t_0; t_s]$:

$$G^* = \arg\max_{G_i \in \mathbb{G}} J(R, D, G_i),$$

где $J(R, D, G_i) = \int_{t_0}^{t_s} \Delta J(\tau | R, D, G_i) d\tau$, $\Delta J(\tau | R, D, G_i) = \max_\xi \{C_\xi \cdot P(\xi, \tau | R, D, G_i)\}$, $\mathbb{G}$ – множество возможных конфигураций.

Поставленная задача близка к задачам, решаемым методом динамического программирования. Однако необходимо учитывать мощность множества возможных конфигураций, обусловленную множеством функциональных режимов БВС и множеством режимов работы ее элементов. Так, если k – число конфигураций, M – число интервалов планирования, l – количество режимов работы элемента, N – число элементов, m – число функциональных режимов, то при решении задачи методом динамического программирования число шагов может достигать $k!/(k - M + 1)!$, $k = ml^N$. Поэтому вычислительная трудоемкость метода динамического программирования не позволяет применить его к поставленной задаче.

ВЫБОР КОНФИГУРАЦИЙ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Кратко рассмотрим реализацию данного метода.

Шаг 1. Задается вектор $\vec{\vartheta}(t_0)$ параметров состояния КА.

Шаг 2. Принимается решение о классе события, определяющем набор сценариев D:

$$\vec{\vartheta} \xrightarrow{\mathcal{F}} D = \{V_j | j = 1 \dots \operatorname{card} D\}, V_j \in \mathbb{V}.$$

Шаг 3. Задача учета выработанного ресурса $R(t_0)$ решается следующим образом. Исходными данными являются информация датчиков внешних воздействий $\vec{h}(0; t_0)$ и история конфигураций $G(0; t_0)$ на интервале $[0; t_0]$, а также текущее состояние БВС по результатам контроля и диагностирования $\Theta(t_0)$. Поскольку $\frac{d\vec{r}_i}{dt} = \vec{\delta}_i[\vec{r}_i(\tau), g_i(\tau), H]$, то $\vec{r}_i(t_0) = \int_0^{t_0} \vec{\delta}_{ij}[\vec{r}_i(\tau), g_i(\tau), H]\, d\tau$. Если история уровней воздействий и конфигурирования хранится с момента t_p предыдущей оценки ресурса, то

$$\vec{r}_i(t_0) = \vec{r}_i(t_p) + \int_{t_p}^{t_0} \vec{\delta}_{ij}[\vec{r}_i(\tau), g_i(\tau), H]\, d\tau.$$

При этом следует получить апостериорные оценки запаса ресурса с учетом того факта, что элемент к моменту t_0 не вышел из строя (его ресурсы не выработаны), исходя из того, что условный запас ресурса $\hat{u}_j^{(i)*}$: $t > 0, \hat{\theta}_i(t) = 1$ имеет плотность распределения

$$f_j^{(i)*}(r) = \frac{f_j^{(i)}(r)}{1 - \int_0^{r_0} f_j^{(i)}(x) dx}, \mathrm{i} = 1, \dots, r.$$

Шаг 4. Выбирается некоторая конфигурация $G_i \in \mathbb{G}$.

Шаг 5. Выбирается набор параметров условий функционирования $H_j =< \vec{h}, V_j >$, соответствующий реализации некоторого сценария $V_j \in D$.

Шаг 6. Задается $\Delta t_k = k\frac{t_s - t_0}{M}$, $k = 0, \dots, M$. Будем полагать, что на интервале $[t_0; t_0 + \Delta t_k]$ БВС находится в конфигурации $G_i(t)$, а на $[t_0 + \Delta t_k; t_s]$ – в конфигурации $\tilde{G}(t)$, соответствующей максимально возможной в текущем состоянии $\Theta(t)$ производительности.

Шаг 7. Прогнозирование с учетом ресурса строится следующим образом. Требуется получить зависимости вероятностей пребывания элементов в работоспособном состоянии $\vec{p}(t|G_i, R_0, H_j, \Delta t_k)$ от времени t («траектории»). Для i-го элемента, полагая заданными $\vec{\delta}_i$, H при начальных условиях $< t_0;\ R(t_0) >$ можно интегрировать дифференциальную форму определения ресурса, получив $\vec{r}_i$ на интервале $[t_0 + \Delta t_k; t_s]$. Отсюда получим априорную вероятность работоспособного состояния элемента: $p_i^{\text{апр}}(\tau) = \prod_{i=1}^{r} P\{\vec{r}_i(\tau) < \hat{\vec{u}}_i\}$, где $\vec{r}_i(\tau) = \int_0^{\tau} \vec{\delta}_i(\vec{r}_i(x), H(x))dx$. Условная вероятность работоспособности элемента, учитывающую тот факт, что элемент к моменту t_0 не вышел из строя (его ресурсы не выработаны):

$$p_i(\tau) = \prod_{i=1}^{r} P\{\vec{r}_i(\tau) < \hat{\vec{u}}_i | \hat{\vec{u}}_i > \vec{r}_i(t_0)\} = \frac{p_i^{\text{апр}}(\tau)}{p_i^{\text{апр}}(t_0)},$$

где $\vec{r}_i(\tau) = \vec{r}_i(t_0) + \int_{t_0}^{\tau} \vec{\delta}_i(\vec{r}_i(x), H(x))dx$.

Шаг 8. В рамках поставленной задачи исчерпывающей оценкой деградации системы следует считать законы распределения вероятностей для всех ее возможных состояний в любой момент времени $t > t_0$. Иначе говоря, необходимо из полученного в данных условиях $\vec{p}(t)$ построить изменение математического ожидания вычислительной способности $\bar{v}(t)$ БВС. Ее смысл определим следующим образом. Предположим, что известно правило расчета производительности системы исходя из работоспособности ее элементов $\varphi: \{\Theta \times G\} \to v$. Поскольку состояние системы случайно, также предположим, что известно правило $\psi: \vec{p} \to F[\hat{v}]$, ставящее в соответствие вероятностям $\vec{p}$ закон распределения случайной величины показателя производительности и его параметры. Так, для $\vec{p}(t)$ можно рассчитать траекторию деградации математического ожидания $\bar{v}(t)$ случайной величины $\hat{v}(t)$ как $\bar{v}[\vec{p}(t)]$. Однако такая задача неприемлемо трудоемкая.

Прогнозирование ожидаемой траектории ввиду сложности расчетов для систем «с памятью» производится с опорой на методы «динамики средних» [18]. Для отражения свойства деградации системы, ее подсистем и их функциональных элементов используем следующий подход: если качество функционирования элемента характеризуется некоторым определяющим параметром, то имеет смысл характеризовать элемент в некоторый момент времени математическим ожиданием мгновенного значения этого параметра. Данный подход соотносится с идеей метода динамики средних, предполагающего в системах с большим числом состояний исследовать средние значения характеристик случайных процессов. Для построения аналитической оценки $\bar{v}(t)$ представляется целесообразным использовать особенности иерархически-сетевых БВС и показатель вычислительной способности [14].

Исходя из заданной структуры БВС, определим число уровней u иерархии, узлов в блоках на каждом уровне $m_i^{(k)}$, $m_u = 1$; возможные режимы элементов: $g_j^{(k)} \in \mathbb{Z}, 0 \le g_j^{(k)} \le b_j^{(k)}$, $k = 0, \dots u$, $j = 1, \dots m_k$, где $b_j^{(k)}$ – число режимов работы элемента; $\upsilon_j^{(k)}(g)$ – коэффициент производительности элемента в режиме g; $\varepsilon_j^{(k)}(g)$ – коэффициент энергопотребления элемента в режиме g.

В соответствии с полученной «параллельно-последовательной» схемой структуры рассчитывается траектория деградации вычислительной способности:

$$\bar{v} = \bar{v}_1^{(0)}, \bar{v}_i^{(k)} = \upsilon_j^{(k)} \cdot p_i^{(k)} \cdot [1/\bar{v}_i^{(k)} + 1/\sum_{j=m_i^{(k)}}^{m_{i+1}^{(k)}} p_j^{(k+1)} \bar{v}_j^{(k+1)}]^{-1}, k = 0 \dots u - 1.$$

Аналогичным образом строится траектория потребляемой мощности БВС $\bar{e}(t)$:

$$\bar{e} = \bar{e}_1^{(0)}, \bar{e}_i^{(k)} = \varepsilon_j^{(k)} \cdot p_i^{(k)} \cdot [e_i^{(k)} + \sum_{j=m_i^{(k)}}^{m_{i+1}^{(k)}} p_j^{(k+1)} \bar{e}_j^{(k+1)}], k = 0 \ldots u - 1.$$

Строится траектория деградации вычислительной способности с учетом предоставляемой БВС электрической мощности $\bar{E}(t)$:

$$\bar{v}(t) = \begin{cases} \bar{v}(t), & \bar{e}(t) \le \bar{E}(t) \\ w(\bar{E}) \cdot \bar{E}(t), & \bar{e}(t) > \bar{E}(t). \end{cases}$$

Здесь $w(\bar{E})$ – отношение вычислительной способности БВС к потребляемой электрической мощности.

Шаг 9. Для оценивания качества решения целевых задач КА необходимо установить зависимость $P(\xi, v)$ – вероятность решения задач функционального режима ξ при производительности БВС v. Зависимость $P(\xi, v)$ можно рассматривать как задаваемую параметрически через $P(\xi, G)$ – вероятность успешного решения задач и $v(G)$ – вычислительную способность в конфигурации G. Поскольку v является по сути дискретной величиной, принимающей конечное число значений, равное числу возможных конфигураций, а $\bar{v}$ – непрерывной, то для каждого режима ξ известными методами, например, наименьших квадратов, аппроксимируется зависимость $P_\xi(v)$, заданная множеством точек $(v_k; P_k)_\xi$. При аппроксимации учитывается, что $P(\xi, 0) = 0, P(\xi, G) < 1\ \forall\xi, \forall G$. Иначе говоря, зависимость $P(\xi, v)$ строится путем моделирования и аппроксимации: $\{v(G_k); P(\xi_k, G_k)\} \to \{(v_k; P_k)_\xi\} \to P(\xi, v)$, $P(\xi, 0) = 0, P(\xi, v) < 1\ \forall\xi, \forall v$.

Отсюда на данном шаге получим вероятность решения вычислительных задач с учетом реализуемости режимов $P(\xi, t) = P[\bar{v}(t), \xi] \cdot P_\xi(t; H_j)$, где $P_\xi = P\{\xi \in \Xi\}$ – вероятность того, что режим ξ в текущем состоянии КА реализуем.

Шаг 10. Оценивается показатель целевого эффекта $\tilde{J}(G_i, H_j, \Delta t_k) = \int_{t_0}^{t_s} \Delta J(\tau) d\tau$, $\Delta J(t) = \max_\xi\{P(\xi, t) \cdot C_\xi\}$.

Шаг 11. Итерационное повторение шагов 6–10 и оценивание показателя целевого эффекта для конфигурации G_i и сценария V_j: $J^*(G_i, V_j) = \arg\max_{0 \le \Delta t_k \le t_s - t_0} \tilde{J}(G_i, H_j, \Delta t_k)$.

Шаг 12. Итерационное повторение шагов 5–11 и определение средневзвешенной по сценариям оценки показателя целевого эффекта для конфигурации G_i: $J^{**}(G_i) = \sum_{j=1}^{\mathrm{card}V} \gamma_j \cdot J^*(G_i, V_j)$.

Шаг 13. Итерационное повторение шагов 4–12 и выбор конфигурации $G^* = \arg\max_i J^{**}(G_i)$. Следует указать, что в зависимости от структуры БВС и разнообразия режимов работы элементов мощность множества конфигураций $\mathrm{card}\mathbb{G}$ может быть достаточно велика. Поэтому задачу отбора рассматриваемых конфигураций $G_i \in \mathbb{G}$, реализуемую шагами 4 и 13, целесообразно решать при помощи генетического алгоритма методом, изложенным, например, в [15, 19], принимая в качестве варьируемого параметра элемента ζ_j режим его работы g_j, а в качестве целевой функции – оценку показателя целевого эффекта $J^{**}(G_i)$.

Шаг 14. Выбирается соответствующий функциональный режим $\xi^* = \arg\max_{\xi \in \Xi(t_0)} P(\xi, G^*, t_0) \cdot C_\xi$.

В результате реализуются управляющие воздействия на аппаратные компоненты БВС, соответствующие конфигурации G^*, и осуществляется диспетчеризация вычислительного процесса, соответствующая функциональному режиму ξ^*.

ПРИМЕР СРАВНИТЕЛЬНОГО ОЦЕНИВАНИЯ СПОСОБОВ КОНФИГУРИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Исследование эффективности применения разработанного метода для конфигурирования БВС проведено с использованием программного комплекса [20] на базе модели [14]. Проанализируем работу метода для однородной структуры БВС из 10 вычислительных модулей, объединенных архитектурой общей шины. Результаты, полученные в данном примере, продемонстрированы на рис. 1 и в табл. 1.

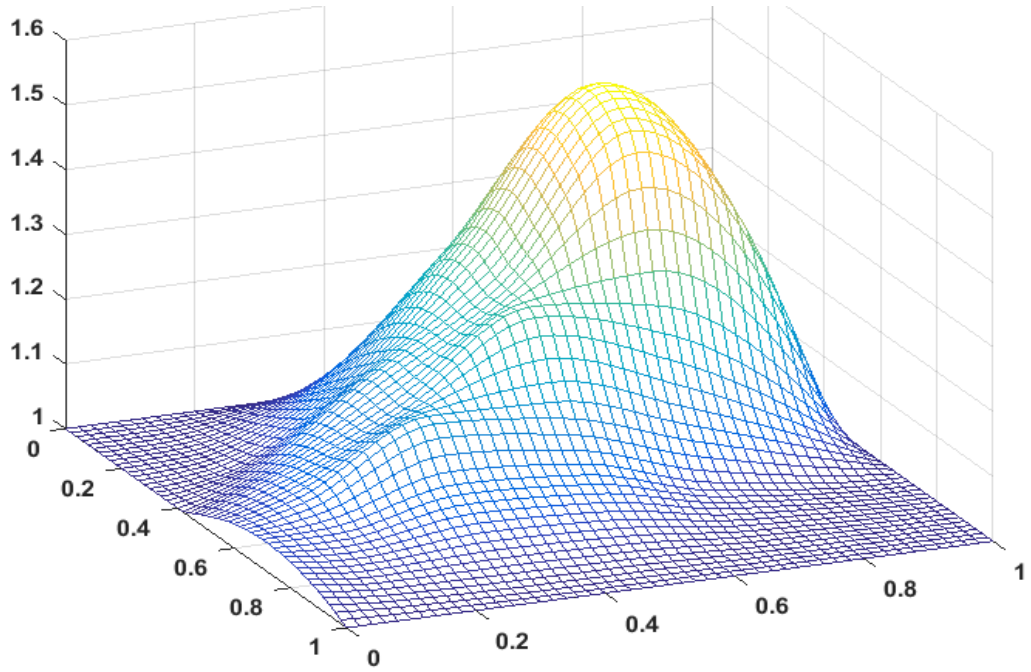


Рис. 1. Относительный выигрыш конфигурирования БВС предлагаемым методом (коэффициент нагрузки по оси абсцисс, параметр ρ по оси ординат)

Таблица 1

Зависимость среднего коэффициента оперативной готовности от различных способов конфигурирования БВС

Вероятность внезапного вывода ВМ из строя ρ	Коэффициент нагрузки БВС														
	0,3			*0,4*			*0,5*			*0,6*			*0,7*		
	М	Х	Д	М	Х	Д	М	Х	Д	М	Х	Д	М	Х	Д
0,7	0,53	0,71	0,81	0,47	0,61	0,70	0,44	0,46	0,55	0,41	0,41	0,45	0,38	0,38	0,39
0,5	0,69	0,72	0,90	0,61	0,69	0,78	0,51	0,55	0,65	0,44	0,44	0,51	0,39	0,39	0,42
0,3	0,86	0,90	0,96	0,77	0,81	0,89	0,67	0,69	0,77	0,55	0,56	0,64	0,45	0,45	0,49
0,1	0,983	0,986	0,993	0,95	0,95	0,98	0,88	0,89	0,93	0,78	0,78	0,83	0,63	0,63	0,66
0	>0,99	>0,99	>0,99	>0,99	>0,99	>0,99	0,968	0,977	0,987	0,908	0,921	0,942	0,787	0,808	0,82

Предположим, что модули могут находиться в активном режиме, выполняя вычислительные задачи, и в пассивном режиме. Помимо расчетных параметров факторов космического пространства и надежности элементов рассматривались внезапные воздействия, распределенные по показательному закону (интенсивность потока $\lambda = 2/T$, T – срок функционирова-

ния системы), выводящие из строя вычислительный модуль в активном режиме с вероятностью ρ, в пассивном – 0,05. Оценки усредненного по интервалу функционирования коэффициента оперативной готовности БВС в зависимости от ρ и коэффициента нагрузки вычислительными задачами для различных способов конфигурирования приведены в табл. 1 («М» – задействование всех работоспособных модулей, «Х» – «слепое» конфигурирование на базе ненагруженного резерва, «Д» – конфигурирование на основе предлагаемого метода), а на рис. 1 проиллюстрирован соответствующий выигрыш по коэффициенту оперативной готовности для предлагаемого метода относительно варианта «М».

В рамках данного примера возможность повышения коэффициента оперативной готовности БВС в рассмотренных условиях составляет 30–50%. Следует отметить, что наибольший выигрыш относится к ситуациям частичного повреждения БВС, а также лежит в средней области вычислительных нагрузок. Это характерно для современных БВС КА, не обладающих многократным избытком производительности в силу достаточно жестких массогабаритных и энергетических ограничений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ разработанного метода показал целесообразность его использования при разработке алгоритмов оперативного автономного реконфигурирования БВС перспективных специализированных КА, функционирующих в условиях деструктивного влияния неблагоприятных факторов различного происхождения. Результаты моделирования функционирования вариантов БВС на основе архитектуры, подобной управляющим вычислительным системам ряда современных и перспективных КА дистанционного зондирования Земли, показали возможность обеспечить существенное повышения коэффициента оперативной готовности БВС и соответствующее снижение потерь от срыва целевых задач при отказах в БВС. В частности, внедрение разработанного метода в ходе ряда НИОКР дало возможность подготовить предложения по совершенствованию алгоритмов оперативного управления конфигурациями информационно-вычислительной системы; повысить показатели производительности информационно-вычислительных ресурсов автоматизированной системы управления технологическим процессом на 8–10%; обеспечить требуемый уровень оперативной готовности аппаратно-программных средств и требуемые показатели устойчивости вычислительных процессов.

Проведенные исследования позволили разработать предложения для этапа разработки технического облика и алгоритмического обеспечения БВС КА, заключающиеся, в основном, в следующем:

– обеспечить внедрение средств реконфигурации в архитектуру БВС и включение в состав бортового программного обеспечения специальных программ, реализующих алгоритм реконфигурации на основе предлагаемого метода;

– провести разработку алгоритмического обеспечения идентификации состояния КА, а также моделей прогноза сценариев воздействий различного характера;

– расширить состав средств мониторинга условий функционирования и ресурса элементов бортовой аппаратуры;

– в качестве простейшего алгоритма реконфигурации БВС рассматривать расчет и лимитирование энергопотребления в частично работоспособных состояниях КА.

Таким образом, внедрение разработанного метода позволит подготовить предложения по совершенствованию алгоритмов оперативного управления конфигурациями БВС, обеспечить требуемые уровни оперативной готовности информационно-вычислительных ресурсов КА и требуемые показатели устойчивости вычислительных процессов на борту КА.

Список используемых источников

1. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб, В.П. Макаров. – М.: Машиностроение, 2010. – 384 с.

2. Теоретические и технологические основы концепции проактивного мониторинга и управления сложными объектами / М.Ю. Охтилев, Б.В. Соколов, Р.М. Юсупов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2015. – Вып. 1. – С. 162–174.

3. *Захаров И.В.* Вопросы рационального управления функционированием бортовых вычислительных систем // Тезисы докладов Пятой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – М.: Корпорация «ВНИИЭМ», 2017. – С. 50–52.

4. *Додонов А.Г.*, *Ландэ Д.В.* Живучесть информационных систем. – К.: Наук. думка, 2011. – 256 с.

5. *Павлов А.Н.* Модели и методы планирования реконфигурации сложных объектов с перестраиваемой структурой: автореф. дис. … д-ра техн. наук: 05.13.01 / Павлов Александр Николаевич. – СПб., 2014. – 39 с.

6. Синтез и анализ живучести сетевых систем: монография / Ю.Ю. Громов, В.О. Драчев, К.А. Набатов и др. – М.: «Издательство Машиностроение-1», 2007. – 152 с.

7. *Ахметов Р.Н.*, *Макаров В.П.*, *Соллогуб А.В.* Принципы управления космическими аппаратами мониторинга Земли в аномальных ситуациях // Информационно-управляющие системы. – 2012. – № 1. – С. 16–22.

8. *Гришин В.Ю.* Повышение эффективности систем цифровой обработки радиосигналов в аппаратуре космических средств: дис. … канд. техн. наук: 05.12.04 / Гришин Вячеслав Юрьевич. – М., 2016. – 190 с.

9. Отказоустойчивая вычислительная система с аппаратно-программной реализацией функций отказоустойчивости и динамической реконфигурации: пат. 2455681 Рос. Федерация: МПК G 07 F 11/20 / П.М. Еремеев, Ю.А. Беликов, С.А. Бирюков и др.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие Научно-исследовательский институт «Субмикрон». – № 2010150275/08; заявл. 09.12.10; опубл. 10.07.12, Бюл. № 19. – 56 с.

10. Использование интеллектуальных систем в управлении космическими аппаратами // Н.Л. Соколов, И.А. Селезнева, Ю.А. Корниенко // Лесной вестник. – 2015. – № 3. – С. 29–36.

11. Оценивание и выбор эффективных технологий автоматизированного управления активными подвижными объектами на основе комплексного моделирования / В.В. Бураков, В.А. Зеленцов, С.А. Потрясаев, Б.В. Соколов // Доклады ТУСУРа. – 2014. – № 4 (34). – С. 155–164.

12. *Калинин В.Н.* Теория управления космическим аппаратом на основе концепции активного подвижного объекта: монография. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 188 с.

13. Бортовые системы управления космическими аппаратами / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, С.В. Гордийко и др.; под ред. А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010. – 304 с.

14. *Захаров И.В.* Модель перестраиваемой бортовой вычислительной системы в условиях возможной деградации // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – № 658. – С. 144–152.

15. *Басыров А.Г.*, *Захаров И.В.*, *Шушаков А.О.* Подход к синтезу структуры бортовых вычислительных систем космических аппаратов на основе эволюционного поиска // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2017. – Вып. 12, ч. 2. – С. 369–380.

16. *Иевлев В.И.*, *Филиппов Г.А.* Качество и надежность электронной компонентной базы ЭВМ специального назначения. – Екатеринбург: УрФУ, 2013. – 102 с.

17. *Захаров И.В.*, *Терехов В.Г.* Автономное управление функционированием бортовых вычислительных систем на основе ресурсного подхода // Естественные и технические науки. – 2017. – № 1 (103). – С. 113–115.

18. *Басыров А.Г.*, *Захаров И.В.* Оценивание живучести бортовых вычислительных систем космических аппаратов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – Вып. 651. – С. 139–148.

19. *Захаров И.В.* Рациональный выбор структур и конфигураций неоднородных вычислительных систем при помощи эволюционного поиска // Вестник Российского нового университета. Серия «Сложные системы: модели, анализ, управление». – 2018. – Вып. 1. – С. 85–90.

20. Свидетельство о государственной регистрации ПрЭВМ 2018617777. Программный комплекс моделирования реконфигурируемых информационно-вычислительных систем / Захаров И.В., Басыров А.Г., Эсаулов К.А. – № 2018614958; заявл. 14.05.2018; опубл. 02.07.2018, Бюл. № 7.

М.В. Ведерников,
кандидат техн. наук
А.В. Казимиров,
кандидат техн. наук;
А.В. Ляшевский,
кандидат техн. наук

ПРИМЕНЕНИЕ ТРЕХЗОННОГО ТЕРМОХИМИЧЕСКОГО НЕЙТРАЛИЗАТОРА КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА КАК СПОСОБ УЛУЧШЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РКК

Компоненты ракетного топлива, вследствие своей высокой химической активности, являются опасными веществами. Для исключения токсического воздействия на персонал и отрицательного экологического воздействия на окружающую природную среду на стартовых комплексах и заправочных станциях применяются установки термохимического (огневого) обезвреживания паров компонентов ракетных топлив и содержащих их промстоков. Однако существующие установки далеко не на всех режимах своей работы обеспечивают уничтожение вредных веществ до уровня предельно допустимых концентраций. Кроме этого, они не могут использоваться для нейтрализации опасных веществ при их попадании на грунт, хотя такие ситуации на объектах РКК могут возникать.

Ключевые слова: компоненты ракетного топлива, несимметричный диметилгидразин, керосин, коэффициент избытка окислителя, нейтрализация, продукты сгорания.

В ряду основных проблем, возникающих при запуске космических аппаратов, продолжают оставаться проблемы пагубного экологического воздействия компонентов ракетного топлива (КРТ) на окружающую природную среду. В основе этих проблем лежат ситуации, которые могут сложиться как при штатном, так и при нештатном развитии событий эксплуатации ракетно-космической техники [1]. Сюда можно отнести штатные проливы КРТ:

– при заправке (сливе) ракет-носителей и космических аппаратов;
– при перекачке и транспортировке;
– при падении отделяющихся ступеней ракет-носителей и так далее.

Наиболее опасными для окружающей природной среды являются КРТ на базе азотоводородов и оксидов азота. Это такие КРТ как несимметричный диметилгидразин (НДМГ, гептил) и тетраоксид диазота (амил). Однако и другие горючие, используемые в настоящее время, например, углеводородные горючие (керосин, нафтил), также не исключают причинение вреда окружающей природной среде. Так, при попадании отработавшей ступени с остатками углеводородного горючего в водоем, углеводородная пленка (которая легче воды и практически в ней не растворяется) сразу же распространится по поверхности водоема, перекрывая доступ воздуха к его обитателям и растениям, что приводит к их неминуемой гибели. Примерно такой же сценарий развития событий возникает и в случае падения аналогичной ступени на грунт. Несмотря на то, что при современном развитии космической техники предполагается исключить использование высокотоксичных КРТ на базе гидразиновых горючих для заправки ракет-носителей, они еще долго будут применяться для работы двигательных и коррекционных установок космических аппаратов как в качестве основного горючего, так и в качестве однокомпонентного топлива.

Из вышесказанного следует, что для снижения отрицательного экологического воздействия опасных КРТ необходимо, во-первых, минимизировать вероятность попадания КРТ в окружающую природную среду. Во-вторых, необходимо совершенствовать средства нейтрализации и уничтожения проливов КРТ.

В данной статье пойдет речь о работе в рамках второго направления. Для нейтрализации высокотоксичных и пожароопасных КРТ применяются в основном три способа: физический, химический и термический. Качественный анализ этих трех способов представлен в табл. 1.

Таблица 1

Анализ существующих способов нейтрализации компонентов ракетного топлива

Способ	Простота применения	Применимость для существующих КРТ	Возможность автономной работы	Стоимость	Полнота нейтрализации	Потребность в химических нейтрализаторах	Совместимость с другими способами нейтрализации
Физический	+	+	–	–	–	+	+
Химический	–	+	–	–	– +	+	+
Термический	+	+	+	–	+	–	+

В основе физического способа нейтрализации лежит удаление пролитого компонента при помощи различных адсорбентов (абсорбентов), механическое вычерпывание и т. д. Такой способ фактически сводится к удалению токсичного вещества из какого-то конкретного места без его обезвреживания. Он не позволяет нейтрализовать проливы полностью, т. е., не исключает дальнейших действий по обезвреживанию компонента.

Химический способ предполагает обезвреживание КРТ при помощи различных химических реактивов, которые сами по себе могут представлять опасность для обслуживающего персонала и окружающей природной среды, а также конструкционных материалов. Химические реактивы дороги в производстве и так же, как в физическом варианте, могут не до конца обезвредить опасные вещества, особенно находящиеся в газообразном состоянии.

Наиболее универсальным является термический способ нейтрализации. Это фактически уничтожение компонента путем его сжигания. При использовании такого способа реализуется химическая реакция. Поэтому правильнее говорить о термохимической нейтрализации [1].

Применяемые в настоящее время установки термической нейтрализации, например, агрегаты 11Г426 и 11Г427, рассчитаны на работу с каким-то одним типом токсичных веществ, что существенно сужает сферы их фактического применения [2]. Еще больше осложняется ситуация, если агрегат дожигания необходимо применять при стендовых испытаниях новых ракетных топлив, представляющих собой смесь различных типов веществ, например азотоводородов и углеводородов. Таким образом, становится актуальным создание универсальной системы термохимической нейтрализации высокотоксичных и пожароопасных КРТ и их смесей, способной уничтожать эти вещества как в чистом виде, так и в виде промышленных стоков.

В существующих агрегатах основной элемент выполнен в виде достаточно короткой камеры, в которой происходит сгорание или разложение токсичного вещества в высокотемпературном потоке продуктов горения керосина [2]. При этом КРТ в паровой фазе перемешивается с продуктами горения. Однако, при подаче промстока, в основном содержащего воду, процесс выхода КРТ в газовую фазу резко тормозится, особенно для крупных капель прмстока. Это приводит к тому, что концентрация вредных веществ на выходе из агрегата остается существенно выше предельно допустимой. Кроме того, конструкция существующих агрегатов не позволяет подавать в них твердую фазу, например, пропитанный (после пролива) КРТ грунт или перемешанную с КРТ рыхлую органику.

Для решения этих вопросов предлагается создать трехзонную камеру, реализующую процесс термохимической нейтрализации КРТ. В первой зоне за счет введения избытка штатного горючего (например, керосина) получают восстановительные продукты сгорания.

Во второй зоне происходит гомогенизация КРТ и восстановительного газа. В этой зоне горячий восстановительный газ при подаче промстока испаряет воду и газифицирует растворенный или эмульгированный в ней КРТ. Также во второй зоне камеру можно оснастить устройством для подачи твердой фазы с адсорбированными (абсорбированными) на ней КРТ. При реализации такого процесса нейтрализации частицы грунта и (или) рыхлой органики с КРТ успевают нагреться до температуры испарения КРТ, включая его самую тяжелую фракцию. Так как испарение КРТ сопровождается потреблением тепла, то температура твердых частиц не поднимается выше температуры пиролиза органики, что препятствует коксообразованию до окончания процесса испарения КРТ. В связи с тем, что газ имеет восстановительные свойства, рыхлая органика в этой зоне не воспламеняется. Таким образом, на выходе из второй зоны формируется смесь паров КРТ, восстановительного газа и очищенных от КРТ нагретых частиц органики или иной твердой фазы.

Далее поток попадает в третью зону. Туда же подается недостающий воздух. Кислород воздуха реагирует с горячим восстановительным газом и нагревает продукты до температуры нейтрализации паров КРТ. Происходит сгорание паров КРТ и сгорание рыхлой органики.

Для повышения полноты выгорания угарного газа и других не до конца окисленных продуктов нейтрализации азотоводородов целесообразно далее по потоку установить блок катализаторов, например платиново-родиевый каталитический нейтрализатор

Структурно принцип работы трехзонного термохимического нейтрализатора КРТ можно представить так, как показано на рис. 1.

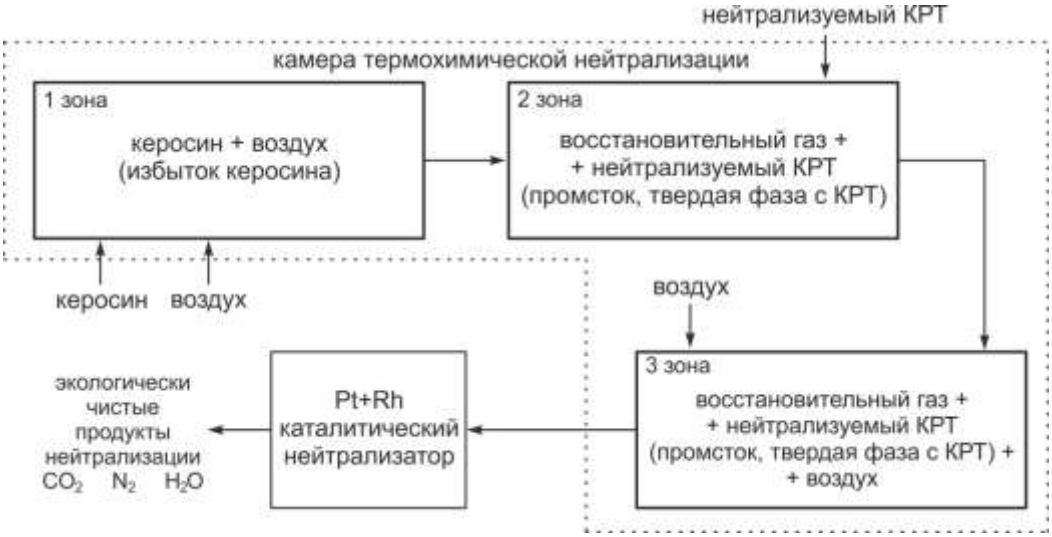


Рис. 1. Структурная схема работы трехзонного нейтрализатора

Для того, чтобы произвести проектирование камеры и системы ее охлаждения, необходимо рассчитать параметры продуктов нейтрализации, которые будут в ней образовываться. Проведем такой расчет для нейтрализации гипотетического топлива, состоящего из 50% НДМГ и 50% керосина. В таком соотношении будет достигаться достаточно высокая температура в камере [3].

Итак, для того, чтобы рассчитать параметры продуктов нейтрализации, необходимо рассчитать состав смеси паров КРТ и восстановительного газа на выходе из второй зоны. Этот состав существенным образом зависит от множества факторов: соотношение подаваемых в него КРТ, давления, абсолютных и относительных геометрических параметров камеры, условий смесеобразования, температуры и так далее. В связи с тем, что пары КРТ могут вза-

имодействовать друг с другом и с восстановительным газом, состав вышеуказанной смеси может заметно изменяться по длине камеры. Поэтому для определения мольного соотношения смеси паров КРТ с восстановительным газом и воздуха в третьей зоне $\chi_0^{\text{в}}$ целесообразно воспользоваться не истинными, а условными химическими формулами. Это допущение основано на неизменности количественных соотношений между химическими элементами реагирующих веществ на каждом этапе их взаимодействия.

Конечная химическая реакция нейтрализации, которая протекает в третьей зоне камеры будет иметь следующий вид:

$$\mathrm{C}_x\mathrm{H}_y\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k + \bar{\chi}_0^{\text{в}} \cdot \alpha_{\text{в}} \cdot (\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k)^{\text{в}} = \beta_1 \cdot \mathrm{CO}_2 + \beta_2 \cdot \mathrm{H}_2\mathrm{O} + \beta_3 \cdot \mathrm{N}_2, \tag{1}$$

где $\mathrm{C}_x\mathrm{H}_y\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k$ – условная химическая формула смеси паров КРТ и восстановительного газа;

$(\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k)^{\text{в}}$ – условная химическая формула воздуха;

$\bar{\chi}_0^{\text{в}}$ – мольное соотношение смеси паров КРТ и восстановительного газа и воздуха;

$\alpha_{\text{в}}$ – коэффициент избытка окислителя (воздуха);

$\beta_1, \beta_2, \beta_3$ – стехиометрические коэффициенты.

Условная химическая формула смеси паров КРТ и восстановительного газа может быть определена исходя по следующей схеме:

$$\left(\mathrm{C}_x\mathrm{H}_y\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k\right)^{\text{нп}} + \left(\mathrm{C}_x\mathrm{H}_y\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k\right)^{\text{вг}} \rightarrow \mathrm{C}_x\mathrm{H}_y\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k, \tag{2}$$

где $\left(\mathrm{C}_x\mathrm{H}_y\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k\right)^{\text{нп}}$ – условная химическая формула нейтрализуемого продукта;

$\left(\mathrm{C}_x\mathrm{H}_y\mathrm{O}_z\mathrm{N}_k\right)^{\text{вг}}$ – условная химическая формула восстановительного газа.

В условных химических формулах индексы при символах химических элементов углерода, водорода, кислорода и азота (x, y, z, k соответственно) определяются по формулам [3]:

$$\begin{aligned} x &= \frac{\omega_{\mathrm{C}}\mu_{\text{усл}}}{\mu_{\mathrm{C}}}, \\ y &= \frac{\omega_{\mathrm{H}}\mu_{\text{усл}}}{\mu_{\mathrm{H}}}, \\ z &= \frac{\omega_{\mathrm{O}}\mu_{\text{усл}}}{\mu_{\mathrm{O}}}, \\ k &= \frac{\omega_{\mathrm{N}}\mu_{\text{усл}}}{\mu_{\mathrm{N}}}, \end{aligned} \tag{3}$$

где $\omega_{\mathrm{C}}, \omega_{\mathrm{H}}, \omega_{\mathrm{O}}, \omega_{\mathrm{N}}$ – массовые доли углерода, водорода, кислорода и азота во всей смеси соответственно;

$\mu_{\mathrm{C}}, \mu_{\mathrm{H}}, \mu_{\mathrm{O}}, \mu_{\mathrm{N}}$ – относительные атомные массы углерода, водорода, кислорода, азота соответственно;

$\mu_{\text{усл}}$ – относительная молекулярная масса условной молекулы.

Численное значение $\mu_{\text{усл}}$ может приниматься произвольно. Как правило, при небольшом числе химических элементов и их соизмеримых массовых долях значение для $\mu_{\text{усл}}$ назначается в размере 100 условных единиц. При росте числа химических элементов (например, рассматривая твердые ракетные топлива) назначают $\mu_{\text{усл}} = 1000$ условных единиц [3]. В рассматриваемом случае принимаем $\mu_{\text{усл}} = 100$ условных единиц.

Обозначим через C_i, H_i, O_i, N_i массовые доли углерода, водорода, кислорода и азота в i-м веществе смеси соответственно. Обозначим символом ω_i массовую долю i-го вещества в смеси. Тогда значения ω_C, ω_H, ω_O, ω_N определятся следующим образом:

$$\begin{aligned} \omega_C &= \sum \omega_i \cdot C_i, \\ \omega_H &= \sum \omega_i \cdot H_i, \\ \omega_O &= \sum \omega_i \cdot O_i, \\ \omega_N &= \sum \omega_i \cdot N_i, \end{aligned} \tag{4}$$

Для определения C_i, H_i, O_i, N_i проводят расчет по следующим формулам:

$$\begin{aligned} C_i &= \frac{x_i \mu_C}{\mu_i}, \\ H_i &= \frac{y_i \mu_H}{\mu_i}, \\ O_i &= \frac{z_i \mu_O}{\mu_i}, \\ N_i &= \frac{k_i \mu_N}{\mu_i}, \end{aligned} \tag{5}$$

где x_i, y_i, z_i, k_i – число атомов углерода, водорода, кислорода и азота в i-м веществе смеси;

μ_i – относительная атомная масса молекулы вещества.

Таким образом, результаты расчетов по формулам (5) для нейтрализуемого продукта из уравнения (2) можно свести в табл. 2.

Таблица 2

Результаты расчетов по формулам (5) для нейтрализуемого продукта

№ в-ва	Химическая формула	ω_i	μ_i	x_i	y_i	z_i	k_i	C_i	H_i	O_i	N_i
1	$(CH_3)_2N_2H_2$	0,5	60	2	8	0	2	0,4	0,133	0	0,47
2	$C_{7,2}H_{13,6}$	0,5	100	7,2	13,6	0	0	0,864	0,136	0	0

Далее можно определить массовые доли химических элементов по формулам (4):

$$\omega_C = 0{,}5 \cdot 0{,}4 + 0{,}5 \cdot 0{,}864 = 0{,}632,$$

$$\omega_H = 0{,}5 \cdot 0{,}133 + 0{,}5 \cdot 0{,}136 = 0{,}1345,$$

$$\omega_N = 0{,}5 \cdot 0{,}47 = 0{,}235.$$

Теперь по формулам (3) определяем индексы при символах химических элементов в условной химической формуле:

$$x = \frac{0{,}632 \cdot 100}{12} = 5{,}27,$$

$$y = \frac{0{,}1345 \cdot 100}{1} = 13{,}45,$$

$$k = \frac{0{,}235 \cdot 100}{14} = 1{,}68.$$

Окончательно условная химическая формула для нейтрализуемого продукта из уравнения (2) будет иметь вид $C_{5,27}H_{13,45}N_{1,68}$.

Таким же способом определяется условная химическая формула воздуха. Если пренебречь содержащимися в воздухе аргоном, водой, углекислым газом и другими газами с низкой концентрацией, то объемные доли кислорода и азота будут иметь следующие значения: $r_{O_2} = 0{,}21$, $r_{N_2} = 0{,}79$. Следовательно, молекулярная масса воздуха $\mu_в = 28{,}84\ ^г/_{моль}$. Массовые доли азота и кислорода, составляющих воздух, несколько отличаются от объёмных долей: $\omega_{O_2} = 0{,}23$, $\omega_{N_2} = 0{,}77$.

Далее рассчитываются индексы при символах химических элементов:

$$z = \frac{0{,}23 \cdot 28{,}84}{16} = 0{,}41,$$

$$k = \frac{0{,}77 \cdot 28{,}84}{14} = 1{,}59.$$

Таким образом, условная химическая формула окислителя (воздуха) – $O_{0,41}N_{1,59}$.

Условную химическую формулу восстановительного газа, образующегося на выходе первой зоны можно определить, составив уравнение горения керосина в среде воздуха таким образом, чтобы в качестве основы образовывался угарный газ (CO).

$$C_{7,2}H_{13,6} + \bar{\chi}^{в}_{вг} \cdot O_{0,41}N_{1,59} = x_1 \cdot CO + x_2 \cdot H_2O + x_3 \cdot N_2, \quad (6)$$

где $C_{7,2}H_{13,6}$ – условная химическая формула керосина;

$\bar{\chi}^{в}_{вг}$ – мольное соотношение керосина и воздуха;

x_1, x_2, x_3 – стехиометрические коэффициенты.

Мольное соотношение керосина и воздуха $\bar{\chi}^{в}_{вг}$ и стехиометрические коэффициенты определяются составлением уравнения электронного баланса исходя из следующих соображений: степени окисления всех химических элементов исходных веществ в уравнении (6) равны нулю, а в продуктах реакции присутствуют химические элементы со следующими степенями окисления: C^{+2}, H^{+1}, O^{-2}, N^{0}.

Образующиеся вещества и исходные вещества являются электронейтральными. Поэтому сумма всех зарядов, образовавшихся в результате смещения электронов относительно всех химических элементов в одной молекуле керосина и $\bar{\chi}^{в}_{вг}$ молекулах воздуха при их превращении в продукты реакции, равна нулю.

Следовательно:

$$\sum n^{к}_{\bar{e}_i} + \bar{\chi}^{в}_{вг} \cdot \sum n^{в}_{\bar{e}_j} = 0, \quad (7)$$

где $n^{к}_{\bar{e}_i}$ – число электронов, сместившееся относительно одного атома в молекуле керосина;

$n^{в}_{\bar{e}_j}$ – число электронов, сместившееся относительно одного атома в молекуле воздуха.

Отсюда получаем:

$$\bar{\chi}^{в}_{вг} = -\frac{\sum n^{к}_{\bar{e}_i}}{\sum n^{в}_{\bar{e}_j}}. \quad (8)$$

Так, для одной молекулы керосина:

$$7{,}2 \cdot C^0 - 7{,}2 \cdot 2\bar{e} \rightarrow 7{,}2 \cdot C^{+2};$$
$$13{,}6 \cdot H^0 - 13{,}6 \cdot 1\bar{e} \rightarrow 13{,}6 \cdot H^{+};$$

$$\sum n_{\bar{e}_i}^{к} = -7{,}2 \cdot 2\bar{e} - 13{,}6 \cdot 1\bar{e} = -28 \cdot \bar{e}.$$

Для одной молекулы воздуха составляется аналогичное уравнение:

$$0{,}41 \cdot O^0 + 0{,}41 \cdot 2\bar{e} \rightarrow 0{,}41 \cdot O^{-2};$$

$$\sum n_{\bar{e}_j}^{в} = 0{,}41 \cdot 2\bar{e} = 0{,}82 \cdot \bar{e}.$$

Формально атомы азота в процессе химических преобразований исходных веществ в продукты реакции свою степень окисления не меняли, поэтому для азота уравнение изменения степеней окисления не записывается.

В итоге, для реакции образования восстановительного газа в первой зоне камеры:

$$\bar{\chi}_{вг}^{в} = -\frac{-28 \cdot \bar{e}}{0{,}82 \cdot \bar{e}} = 34{,}15.$$

Таким образом, реакцию (6) можно переписать:

$$C_{7,2}H_{13,6} + 34{,}15 \cdot O_{0,41}N_{1,59} = 7{,}2 \cdot CO + 27{,}15 \cdot H_2O + 6{,}8 \cdot N_2, \quad (9)$$

Фактически продукты реакции в уравнении (9) и будут представлять собой восстановительный газ.

Затем рассчитывается массовое соотношение керосина и воздуха. Масса одного моля керосина составляет 100 г, а одного моля воздуха – 28,84 г. Из химического уравнения (9) ясно, что для одного моля керосина требуется 34,15 молей воздуха, следовательно, масса всего воздуха составляет 985 г. Отсюда массовое соотношение керосина к воздуху при образовании восстановительного газа в первой зоне – $\chi_{вг}^{в} = 9{,}85$. Масса всей горючей смеси в первой зоне камеры составит 1085 г, а, следовательно, массовые доли керосина $\omega_к = 0{,}09$ и воздуха $\omega_в = 0{,}91$.

Далее появляется возможность определить условную химическую формулу восстановительного газа. Результаты расчетов по формулам (5) для восстановительного газа из уравнения (2) сведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчетов по формулам (5) для восстановительного газа

№ в-ва	Химическая формула	ω_i	μ_i	x_i	y_i	z_i	k_i	C_i	H_i	O_i	N_i
1	$C_{7,2}H_{13,6}$	0,09	100	7,2	13,6	0	0	0,864	0,136	0	0
2	$O_{0,41}N_{1,59}$	0,91	28,84	0	0	0,41	1,59	0	0	0,2274	0,7718

Массовые доли химических элементов в восстановительном газе по формулам (4):

$$\omega_C = 0{,}09 \cdot 0{,}864 + 0{,}91 \cdot 0 = 0{,}07776,$$

$$\omega_H = 0{,}09 \cdot 0{,}136 + 0{,}91 \cdot 0 = 0{,}01224,$$

$$\omega_O = 0{,}09 \cdot 0 + 0{,}91 \cdot 0{,}2274 = 0{,}207,$$

$$\omega_N = 0{,}09 \cdot 0 + 0{,}91 \cdot 0{,}7718 = 0{,}702.$$

Индексы химических элементов в условной химической формуле восстановительного газа:

$$x = \frac{0{,}07776 \cdot 100}{12} = 0{,}648,$$

$$y = \frac{0{,}01224 \cdot 100}{1} = 1{,}224,$$

$$z = \frac{0{,}207 \cdot 100}{16} = 1{,}294,$$

$$k = \frac{0{,}702 \cdot 100}{14} = 5{,}014.$$

Следовательно, условная химическая формула восстановительного газа будет иметь вид: $C_{0,648}H_{1,224}O_{1,294}N_{5,014}$.

Условная химическая формула смеси восстановительного газа и паров КРТ образующаяся на выходе из второй зоны, определяется аналогично с учетом допущения, что массовые доли обоих компонентов равны 0,5. Результаты расчетов по формулам (5) для данной смеси сведены в табл. 4.

Массовые доли химических элементов в смеси (4):

$$\omega_C = 0{,}5 \cdot 0{,}07776 + 0{,}5 \cdot 0{,}6324 = 0{,}355,$$

$$\omega_H = 0{,}5 \cdot 0{,}1224 + 0{,}5 \cdot 0{,}1345 = 0{,}1245,$$

$$\omega_O = 0{,}5 \cdot 0{,}207 + 0{,}5 \cdot 0 = 0{,}1,$$

$$\omega_N = 0{,}5 \cdot 0{,}702 + 0{,}5 \cdot 0{,}2352 = 0{,}4686.$$

Таблица 4

Результаты расчетов по формулам (5) для смеси восстановительного газа и паров КРТ

№ в-ва	Химическая формула	ω_i	μ_i	x_i	y_i	z_i	k_i	C_i	H_i	O_i	N_i
1	$C_{0,648}H_{1,224}O_{1,294}N_{5,014}$	0,5	100	0,648	1,224	1,294	5,014	0,07776	0,1224	0,207	0,702
2	$C_{5,27}H_{13,45}N_{1,68}$	0,5	100	5,27	13,45	0	1,68	0,6324	0,1345	0	0,2352

Индексы химических элементов в условной химической смеси:

$$x = \frac{0{,}355 \cdot 100}{12} = 2{,}96,$$

$$y = \frac{0{,}1245 \cdot 100}{1} = 12{,}45,$$

$$z = \frac{0{,}1 \cdot 100}{16} = 0{,}625,$$

$$k = \frac{0{,}4686 \cdot 100}{14} = 3{,}35.$$

Следовательно, условная химическая формула смеси восстановительного газа и паров нейтрализуемого продукта на выходе из второй зоны имеет вид: $C_{2,96}H_{12,45}O_{0,625}N_{3,35}$.

Таким образом, финальное уравнение нейтрализации (1) можно отобразить в следующем виде:

$$C_{2,96}H_{12,45}O_{0,625}N_{3,35} + \bar{\chi}_0^{\text{в}} \cdot \alpha_{\text{в}} \cdot O_{0,41}N_{1,59} = \beta_1 \cdot CO_2 + \beta_2 \cdot H_2O + \beta_3 \cdot N_2, \quad (10)$$

Мольное соотношение смеси паров КРТ и восстановительного газа и воздуха $\bar{\chi}_0^{\text{в}}$ определяется аналогично тому как определялось мольное соотношение керосина и воздуха $\bar{\chi}_{\text{вг}}^{\text{в}}$ для химического уравнения (9) – методом электронного баланса.

Так, для одной молекулы смеси:

$$2{,}96 \cdot C^0 - 2{,}96 \cdot 4\bar{e} \rightarrow 2{,}96 \cdot C^{+4};$$

$$12{,}45 \cdot H^0 - 12{,}45 \cdot 1\bar{e} \rightarrow 12{,}45 \cdot H^{+};$$

$$0{,}625 \cdot O^0 + 0.625 \cdot 2\bar{e} \rightarrow 0{,}625 \cdot O^{-2};$$

$$\sum n_{\bar{e}_i}^{\text{к}} = -2{,}96 \cdot 4\bar{e} - 12{,}45 \cdot 1\bar{e} + 0{,}625 \cdot 2\bar{e} = -23{,}04 \cdot \bar{e}.$$

Для одной молекулы воздуха:

$$0{,}41 \cdot O^0 + 0{,}41 \cdot 2\bar{e} \rightarrow 0{,}41 \cdot O^{-2};$$

$$\sum n_{\bar{e}_j}^{\text{в}} = 0{,}41 \cdot 2\bar{e} = 0{,}82 \cdot \bar{e}.$$

Следовательно:

$$\bar{\chi}_0^{\text{в}} = -\frac{-23{,}04 \cdot \bar{e}}{0{,}82 \cdot \bar{e}} = 28{,}1.$$

Таким образом, реакцию (10) при $\alpha_{\text{в}} = 1$ можно окончательно записать:

$$C_{2{,}96}H_{12{,}45}O_{0{,}625}N_{3{,}35} + 28{,}1 \cdot 1 \cdot O_{0{,}41}N_{1{,}59} = 2{,}96 \cdot CO_2 + 6{,}225 \cdot H_2O + 24 \cdot N_2 \quad (11)$$

Массовое соотношение воздуха и смеси можно определить следующим образом:

$$\chi_0^{\text{в}} = \bar{\chi}_0^{\text{в}} \cdot \frac{\mu_{\text{в}}}{\mu_{\text{свг}}} = 28{,}1 \cdot \frac{28{,}84}{100} = 8{,}104,$$

где $\mu_{\text{свг}}$ – условная относительная молекулярная масса смеси восстановительного газа и паров КРТ.

В общем случае воздух подается в третью зону камеры с коэффициентом избытка окислителя $\alpha_{\text{в}} > 1$. В этом случае уравнение (11) приобретает вид:

$$\begin{aligned} &C_{2{,}96}H_{12{,}45}O_{0{,}625}N_{3{,}35} + \alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1 \cdot O_{0{,}41}N_{1{,}59} = \\ &= 2{,}96 \cdot CO_2 + 6{,}225 \cdot H_2O + \beta_3 \cdot N_2 + \beta_4 \cdot O_2. \end{aligned} \quad (12)$$

Следовательно, коэффициенты при молекулах азота β_3 и кислорода β_4 будут определяться по формулам:

$$\beta_3 = \frac{\alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1 \cdot 1{,}59 + 3{,}35}{2} = \alpha_{\text{в}} \cdot 22{,}34 + 1{,}675, \quad (13)$$

$$\beta_4 = \frac{\alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1 \cdot 0{,}41 + 0{,}625 - 2 \cdot 2{,}96 - 6{,}225}{2} = 5{,}76(\alpha_{\text{в}} - 1). \quad (14)$$

Общее число молей в продуктах нейтрализации можно рассчитать следующим образом:

$$\sum \beta_i = 2{,}96 + 6{,}225 + \alpha_{\text{в}} \cdot (22{,}34 + 5{,}76) + 1{,}675 - 5{,}76 = 5{,}1 + \alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1. \quad (15)$$

Отсюда можно определить молярные доли газов, входящих в состав продуктов нейтрализации, образующихся в камере:

$$r_{CO_2} = \frac{2{,}96}{5{,}1 + \alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1}, \quad (16)$$

$$r_{H_2O} = \frac{6{,}225}{5{,}1 + \alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1}, \quad (17)$$

$$r_{N_2} = \frac{\alpha_{\text{в}} \cdot 22{,}34 + 1{,}675}{5{,}1 + \alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1}, \quad (18)$$

$$r_{O_2} = \frac{5{,}76(\alpha_{\text{в}} - 1)}{5{,}1 + \alpha_{\text{в}} \cdot 28{,}1}. \quad (19)$$

При атмосферном давлении в камере трехзонного нейтрализатора ($p_{\text{к}} = \sum p_i = 1{,}0$) молярные доли газов, входящих в смесь газов, численно равны их парциальным давлениям.

Следующим шагом при проектировочном расчете камеры дожигателя является определение оптимальной температуры продуктов нейтрализации и коэффициента избытка окислителя, при котором эта температура достигается.

Список используемых источников

1. Основы проектирования для термического обезвреживания паров и промстоков НДМГ: метод. пособие / М.В. Ведерников, А.Б. Герасимов, А.П. Софьин, М.М. Пеньков. – СПб.: Теза, 2003. – 122 с.

2. Заправочное оборудование: в 2-х ч. Часть II: Системы заправки высококипящими компонентами ракетных топлив и нейтрализационное оборудование: учебник / В.М. Мороз, М.М. Пеньков, М.В. Ведерников и др.; под ред. М.М. Пенькова. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 210 с.

3. *Пономаренко В.К.* Ракетные топлива: учебник. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. – 428 с.

В.И. Горбулин,
доктор техн. наук, профессор;
Д.Л. Каргу,
кандидат техн. наук, доцент;
А.А. Левчуков,
кандидат техн. наук;
А.В. Немиров;
Н.В. Радионов,
доктор экономических наук, доцент

СОГЛАСОВАННОЕ ДИСТАНЦИОННОЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ КЛАСТЕРНЫХ ГРУППИРОВОК МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассмотрены вопросы создания на низкой околоземной орбите кластеров малых космических аппаратов (КА) – упорядоченных орбитальных группировок малых КА, объединенных для решения единой целевой задачи. Существование кластера связано с постепенной деградацией их баллистической структуры. Восстановление и поддержание баллистической структуры с использованием электрореактивных двигателей, а также выполнение ряда задач по целевому применению кластера требует затрат электроэнергии, превышающих возможности систем электроснабжения единичных КА. В целях разработки стратегии применения кластеров предложены принципы построения и обоснованы требования к бортовым системам электроснабжения для согласованного дистанционного энергоснабжения электрооборудования кластерных орбитальных группировок малых КА.

Ключевые слова: малый космический аппарат, кластерные орбитальные группировки, баллистическая структура, бортовая система электроснабжения.

ВВЕДЕНИЕ

Идея создания распределенной или рассредоточенной полезной нагрузки на орбите все более обретает практический облик. В настоящее время существует несколько проектов создания на орбите распределенной полезной нагрузки, установленной на малогабаритные (малые) космические аппараты (МКА) различного назначения. Тенденции роста рынка МКА объясняются следующими причинами:

– низкими ценами, сокращением времени производства МКА, входящих в кластер;
– развитие рынка в таких секторах как системы наблюдения, солнечные панели и бортовая электроника, накопительные элементы СЭС и способы их заряда;
– снижение характеристик энергопотребления составных частей МКА;
– снижение массо-габаритных характеристик составных частей МКА.

С учетом этого рассмотрим практический опыт зарубежных стран по созданию рассредоточенной полезной нагрузки.

Европейское космическое агентство (ЕКА) рассматривает проект по исследованию возможности объединения в единую систему телекоммуникацонных КА, КА ДЗЗ и навигационных КА. Такое объединение КА позволяет им функционировать более эффективно, производительной и экономичной, чем несколько взаимодействующих специализированных сетей. Подобная система может иметь в своем составе несколько наземных станций, распределенные по задачам эксплуатационные расходы, более высокие уровни дублирования и уменьшенное количество больших дорогостоящих КА.

В рамках этой программы ЕКА намеревается поэтапно развернуть на низкой околоземной орбите большую группировку малых или микро-КА, каждый из которых предназначен для выполнения одной задачи. По мнению европейских специалистов, их программное обеспечение могло бы периодически модифицироваться, а все КА этой системы могли бы рабо-

тать как сеть, используя межспутниковые каналы связи с интернет-маршрутизаторами и интернет-протоколами, поддерживаемыми с помощью геостационарных систем. Ожидается, что, в случае создания, такая система позволит с высокой скоростью предоставлять телекоммуникационные, навигационные услуги и услуги ДЗЗ в отдельности или, если это потребуется, одновременно.

В результате данных исследований будет подготовлен план создания супергруппировки КА и будет решена проблема протокола маршрутизации через космические аппараты. Кроме того, ожидается выработка рекомендаций по завершающему варианту конфигурации системы, включающих не только типы КА и виды орбит, но и целостную архитектуру сети, рациональную наземную инфраструктуру, институциональные и управленческие структуры, а также владельцев системы.

Подготовка к проведению исследования ведется в соответствии с программой перспективных исследований телекоммуникационных систем ЕКА Advanced Research in Telecommunications Systems [1–3].

Интересным является контракт, подписанный Управлением МО США DARPA с американскими фирмами Boeing, Lockheed Martin, Northrop Grumman и Orbital Sciences, на проведение предварительных работ по первому этапу по технологической демонстрационной программе System F6 (Future, Fast, Flexible, Fractionated and Free-Flying). Результаты данной программы должны показать возможность замены традиционного тяжелого монолитного космического аппарата меньшими взаимосвязанными КА, которые будут запускаться по одному, выполнять полет по орбите, образовав единую архитектуру с теми же функциями, что и у традиционного КА и обмениваться между собой информацией.

Целью первого этапа программы является демонстрация на орбите космических аппаратов в качестве фрагментов единой структуры (fractionated spacecraft) в течение четырех лет. По мнению разработчиков программы, «будущее – за «фракционированными» КА, поскольку создаваемые с их помощью архитектуры имеют потенциал для фундаментальных изменений военных и гражданских космических систем». Такие КА имеют ряд преимуществ. Это – снижение рисков и стоимости, приспособляемость и живучесть [1–3].

Практическое применение кластеров в мировой практике уже реализовано. В качестве примера можно привести следующий эксперимент.

20 июня 2007 года два европейских научных КА Samba и Tango сблизились на расстояние 17 км и приступили к выполнению плановых операций. Ранее, после запуска, они удалились друг от друга на дистанцию 450 км и через каждые 54 часа, находясь на полярной эллиптической орбите, достигали апогея и перигея 124 тыс. км и 14 тыс. км соответственно. Эти КА являются составной частью системы Claster Европейского космического агентства, предназначенной для изучения влияния солнечного ветра на Землю. Пара указанных выше КА, а также два КА Salsa и Rumba образовали на орбите равнобедренный треугольник со сторонами длиной 10 тыс. км. .По мнению специалистов ЕКА, это первая в мире космическая программа, позволяющая исследовать связи между Солнцем и Землей в трехмерном пространстве [1–3].

Таким образом, в настоящее время существует возможность построения орбитальных робототехнических комплексов на основе кластерных группировок МКА.

СПОСОБЫ СОГЛАСОВАННОГО ДИСТАНЦИОННОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КЛАСТЕРНЫХ ГРУППИРОВОК МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Существует несколько способов применения орбитальных робототехнических комплексов в решении задач энергоснабжения группировок малых космических аппаратов:

а) энергоснабжение с обслуживанием МКА (замена накопительных элементов или источников энергии)

б) дистанционное энергоснабжение МКА:
- использование систем оптического диапазона (лазеры);
- использование систем диапазона СВЧ.

Обоснование предложений по выбору облика орбитального сегмента кластерной распределенной спутниковой системы чаще всего объясняется особенностями реализации. Это касается как орбитального построения так и облика самих МКА входящих в состав кластера.

Вариант простейшей структуры кластера малых КА представлен на рис. 1.

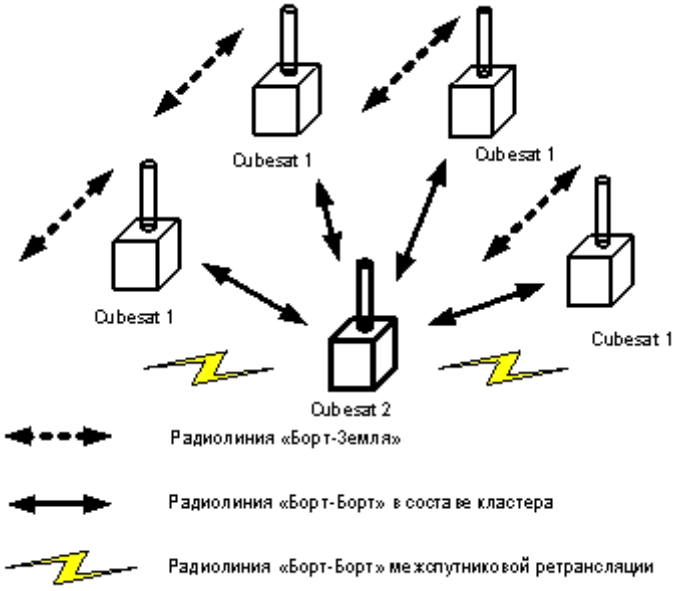


Рис. 1. Вариант простейшей структуры кластера малых КА

Структурная схема бортовой системы электроснабжения КА в составе кластера представлена на рис. 2.

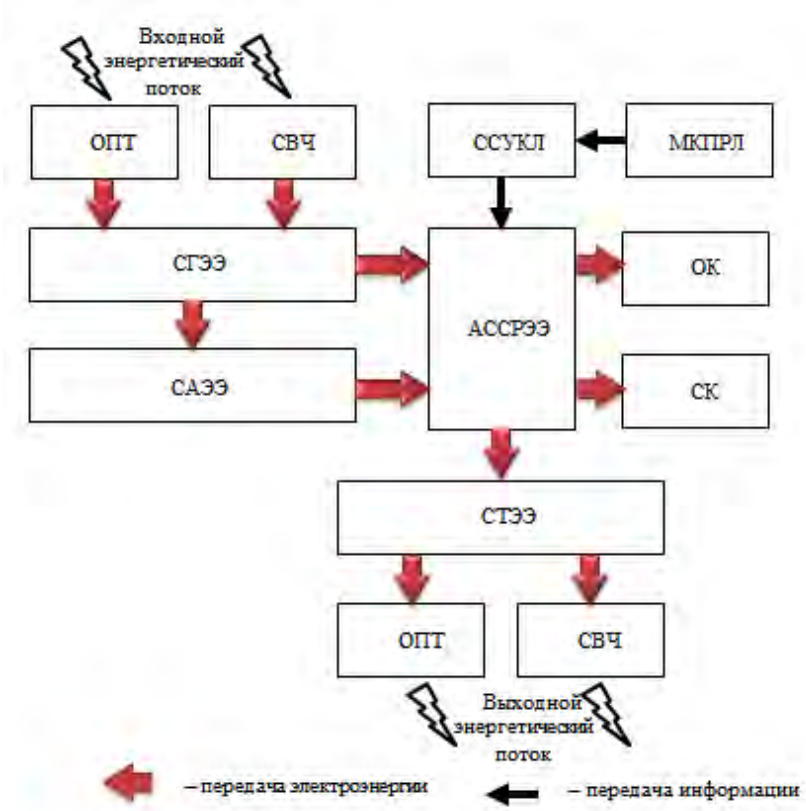


Рис. 2. Структурная схема бортовой системы электроснабжения КА в составе кластера

На структурной схеме (рис. 2) обозначены:

ОПТ – оптический канал приема/передачи лучистой энергии;

СВЧ – канал приема-передачи СВЧ-энергии;

СГЭЭ – система генерирования электроэнергии;

САЭЭ – система аккумулирования электроэнергии;

АССРЭЭ – автономная система стабилизации и распределения электроэнергии;

ССУКЛ – система согласованного управления кластером;

МКПРЛ – межспутниковая командно-программная радиолиния;

СТЭЭ – система транслирования электроэнергии;

ОК – обеспечивающий комплекс КА;

СК – специальный комплекс КА.

Входной энергетический поток оптического канала состоит из постоянно облучающей корпус КА лучистой энергии Солнца и отраженной энергии Земли, а также периодически облучающей энергии лазерных лучей от соседних КА в кластере. На схеме также показан возможный поток СВЧ энергии в случае его технической реализации [3].

Выходной энергетический поток оптического канала – это лазерное излучение в сторону соседних КА в кластере, а также, возможно, СВЧ излучение.

Внешний вид макетов МКА представлен на рис. 3.

Однако существование подобных систем связано с деградацией орбитальной структуры кластера во времени. Это приводит к смещению МКА, входящих в кластер. Исследование деградации баллистической структуры кластера орбитальной группировки космической системы показывает, что для поддержания кластерной орбитальной группировки необходимо в составе МКА иметь систему управления и двигатели малой тяги (корректировки). Это связано с особенностями поведения отдельных КА (ОМКА) после отделения от центрального КА (ЦМКА) для создания кластера орбитальной группировки.

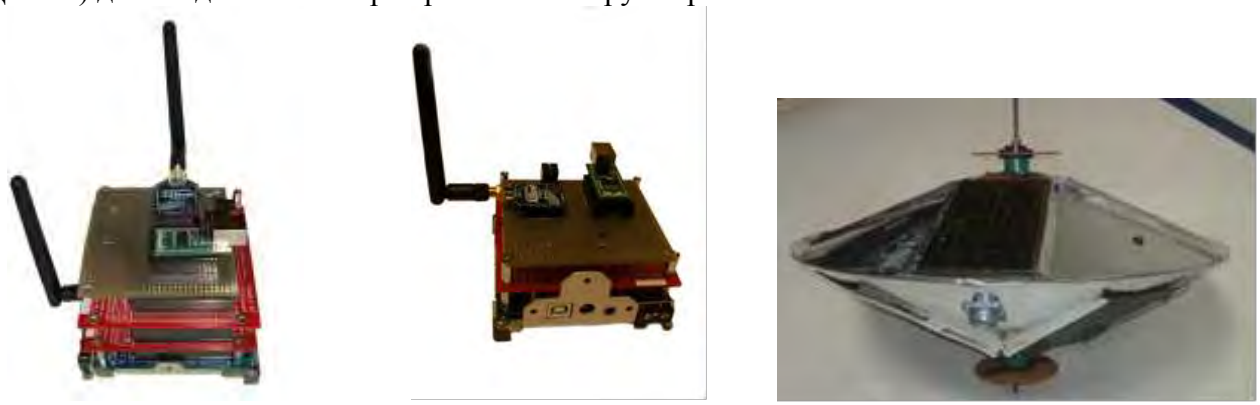


Рис. 3. Внешний вид макетов МКА

После отделения каждый МКА полетит по своей траектории, которая зависит от направления отделения, т. е. совершит компланарный одноимпульсный переход на эллиптическую орбиту. Орбиты всех элементов кластера будут отличаться друг от друга и от орбиты ЦМКА. Кроме этого, будут отличаться и периоды обращения ОМКА по этим орбитам. Это приведет к тому, что ОМКА, отделенные в направлении вектора скорости ЦМКА, будут сначала опережать его, а затем уйдут выше и отстанут. ОМКА отделенные в обратном направлении вектора скорости, наоборот, сначала отстанут от ЦМКА, а затем, из-за уменьшения периода обращения, обгонят его по компланарным орбитам, лежащим ниже орбиты ЦМКА. Отличие орбит и периодов обращения по ним, отделенных ОМКА от орбиты ЦМКА обуславливают пространственно-временную эволюцию кластера МКА одновременно отделенных от носителя во всех направлениях в плоскости его орбиты с одинаковой величиной импульса отделения.

Пространственно-временная эволюция кластера определяется движением ОМКА после отстрела их от ЦМКА. В качестве математической модели движения МКА взята система дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах:

$$
\begin{cases}
\dfrac{dA}{dt} = \dfrac{2p}{(1-e)^2}\sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\left[e\sin\vartheta\cdot S + (1+e\cos\vartheta)\cdot T\right]; \\
\dfrac{de}{dt} = \sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\left[\sin\vartheta\cdot S + \dfrac{e\cos^2\vartheta + 2\cos\vartheta + e}{1+e\cos\vartheta}\cdot T\right]; \\
\dfrac{di}{dt} = \sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\cdot\dfrac{\cos u}{1+e\cos\vartheta}\cdot W; \\
\dfrac{d\omega}{dt} = \dfrac{1}{e}\sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\left[-\cos\vartheta\cdot S + \dfrac{\sin\vartheta(2+e\cos\vartheta)}{1+e\cos\vartheta}\cdot T - \dfrac{e\sin u\cdot\operatorname{ctg} i}{1+e\cos\vartheta}\cdot W\right]; \\
\dfrac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\cdot\dfrac{\sin u}{\sin i(1+e\cos\vartheta)}\cdot W; \\
\dfrac{du}{dt} = \dfrac{\sqrt{\mu p}}{p^2}\cdot\left[(1+e\cos\vartheta)^2 - \dfrac{p^2}{(1+e\cos\vartheta)\mu}\cdot\operatorname{ctg} i\cdot\sin u\cdot W\right],
\end{cases}
$$

где p – фокальный параметр;
ϑ – истинная аномалия;
e – эксцентриситет;
ω – угловое расстояние перицентра от узла;
Ω – долгота восходящего узла;
τ – время прохождения через перицентр;
i – наклонение орбиты;
u – аргумент широты;
S, T, W – проекции возмущающего ускорения;
μ – постоянная гравитационного притяжения Земли.

Таким образом, рассчитав параметры орбит каждого, отделенного в своем направлении ОМКА можно определить форму и параметры кластера образованного совокупностью этих элементов в любой момент времени после отделения. Деградация баллистической структуры кластера МКА, проанализирован на базе разработанного программного комплекса. Вариант расчета параметров баллистической структуры кластера МКА на различной угловой дальности (УД) от точки отделения ОМКА от носителя, выводящего кластер на орбиту, с импульсом выброса 1 м/с, представлен на рис. 4 и 5.

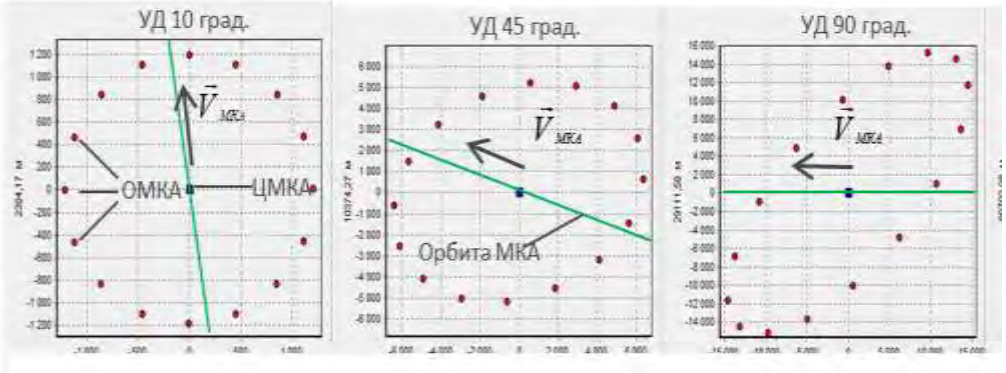


Рис. 4. Результаты расчета параметров баллистической структуры кластера МКА на различных угловых дальностях от точки отделения от носителя (УД 10°–90°)

В основе разработки стратегии взаимодействия МКА в составе кластера лежат предложения по количественному составу кластера и согласованному управлению группировкой с учетом возможной реструктуризации кластеров на длительных интервалах времени.

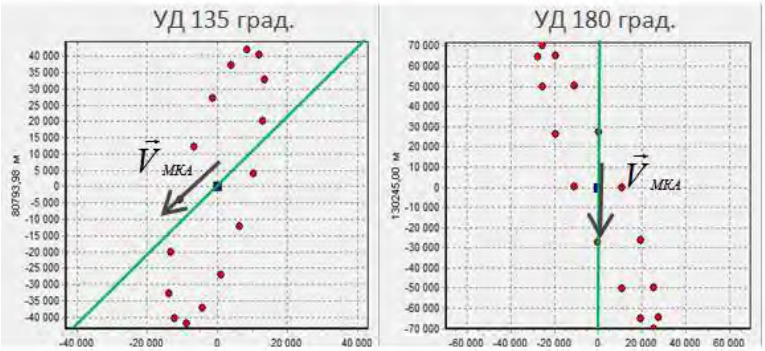


Рис. 5. Результаты расчета параметров баллистической структуры кластера МКА на различных угловых дальностях от точки отделения (УД 135°–180°) от носителя

Разработка принципов и обоснование требований к бортовым системам электроснабжения и электрооборудованию базового и периферийных космических аппаратов из состава распределенной кластерной системы заключается в обосновании:

– структурной схемы систем электроснабжения МКА входящих в кластер [4];
– характеристик накопительных систем СЭС и способов их заряда;
– особенностей энергетической дозаправки МКА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключение можно обозначить направления дальнейшей работы:

– выбор оптимальной баллистической структуры кластера и способов его развертывания;
– разработка алгоритмического управления движением МКА в составе кластера
– формирование облика СЭС МКА входящих в кластер, выбор структур, типов элементной базы составных частей и т. д.

Успех в дальнейшей работе возможен только при условии продуманного состава кооперации. Возможный состав кооперации для дальнейшей работы следующий:

– ВКА имени А.Ф. Можайского (г. Санкт-Петербург);
– Главный научно-исследовательский испытательный центр робототехники МО РФ;
– РКК «Энергия» имени С.П. Королёва (г. Королёв, Московская обл.);
– ООО «Научно-производственное предприятие «Лазерные системы» (г. Санкт-Петербург);
– Балтийский государственный технический университет (БГТУ) «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова (г. Санкт-Петербург).

Список используемых источников

1. *Фатеев В.Ф.*, *Каргу Д.Л.* Малые космические аппараты информационного обеспечения: под ред. В.Ф. Фатеева. – М.: Изд-во «Радиотехника», 2010. – 320 с.

2. *Фатеев В.Ф.*, *Каргу Д.Л.* Инфраструктура малых космических аппаратов: под ред. В.Ф. Фатеева. – М.: Изд-во «Радиотехника», 2011. – 432 с.

3. *Фатеев В.Ф.*, *Каргу Д.Л.* Перспективная сеть передачи данных для локальной группировки малых космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – Москва, 2009. – Т. 52. – С. 46–50.

4. Модель энергопритока от солнечных батарей БСЭС КА стабилизированного вращением / Ю.А. Чудновский, Д.Л. Каргу, Н.В. Радионов, Г.Б. Стеганов, Д.А. Шубин // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – Вып. 659. – С. 164–171.

О.П. Фролов,
доктор военных наук, профессор
госкорпорация «РОСКОСМОС»;
Н.П. Сизяков,
доктор техн. наук
ЦНИИРТИ;
С.В. Загорный;
О.Л. Шестопалова,
кандидат техн. наук, доцент
филиал МАИ «Восход»

ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИСТЕМЕ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКОЙ ПРОГНОЗНОЙ ИНФОРМАЦИИ О ЦЕЛЯХ И ОГРАНИЧЕНИЯХ РАЗВИТИЯ

В публикации описана методика формирования требований к перспективной системе средств выведения космических аппаратов. В основу методики положена концепция опережающего развития средств выведения. Концепция предполагает формирование вариантов развития на основе прогнозов состава и параметров целевых задач, а также ограничений на интервале планирования. Описаны основные этапы методики. Материал статьи может быть полезен при обосновании требований к перспективной системе средств выведения и разработке планов развития космической инфраструктуры

Ключевые слова: космический аппарат, система средств выведения, управление развитием, формирование требований к системе.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время наблюдается существенное возрастание роли отечественных орбитальных космических средств (группировок космических аппаратов (КА)) в экономике и оборонной сфере государства. Полнота состава, своевременность развертывания и восполнения орбитальных группировок (ОГ) КА определяются возможностями системы средств выведения (ССВ) космических аппаратов [1]. Под системой средств выведения будем понимать совокупность эксплуатируемых (применяемых или готовых к применению) ракет-носителей, разгонных блоков и иных средств, предназначенных для запуска космических аппаратов различного целевого назначения и соответствующую наземную космическую инфраструктуру. От состояния и возможностей системы средств выведения напрямую зависит уровень обороноспособности государства и эффективность функционирования его социально-экономического комплекса [2, 3].

Принципиальной особенностью ССВ является ее открытость (незамкнутость), означающая функционирование в условиях динамически изменяющейся среды [4]. Данные изменения обусловлены двумя группами факторов: внешними, связанными с динамикой состава задач по запуску космических аппаратов, и внутренними, связанными с процессами изменения состояния собственно средств выведения. Динамика состава задач может проявляться как в появлении потребности решения новых задач по освоению космического пространства и расширении его использования в интересах государства, так и в потере актуальности некоторых ранее решаемых задач. В частности, могут измениться параметры орбит выведения вследствие проявления отрицательного влияния на возможность хозяйственного использования орбит фактора загрязнения космическим мусором [5]. Изменение состояния средств выведения может выражаться, в том числе, в их моральном

старении [6, 7] – отставании их технического уровня, элементной базы, эксплуатационно-технических характеристик (например, ремонтопригодности, контролепригодности) от изменившегося вследствие технического прогресса общего уровня. И в том и в другом случаях возникает потребность во внесении своевременных изменений в структуру системы средств выведения, касающихся разработки и введения в эксплуатацию новых средств выведения, снятия с эксплуатации устаревших средств выведения, либо их модернизации. Так как в основу вносимых изменений в ССВ должен быть положен прогноз состояния средств выведения и множества перспективных задач выведения, речь идет о применении концепции опережающего развития ССВ, ориентированного на своевременное реагирование на будущее. Таким образом, речь идет об опережающем управлении структурной динамикой ССВ КА.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Пусть будут заданы следующие исходные данные:

$T_{\text{Пл}}$ – горизонт планирования космической деятельности государства;

$Z^t_{\{K\}}$ – перечень задач по выведению КА заданной массы m_k на заданную орбиту, при этом $Z^t_{\{K\}} = \{z^t_1, z^t_2, ..., z^t_K\}$;

$P^{\min}_k$ – значения требований к надежности;

$S^{\max}_k$ – стоимость выведения КА;

$B^t_{\{N\}}$ – состав элементов ССВ, при этом $B^t_{\{N\}} = \{b^t_1, b^t_2, ..., b^t_N\}$;

M_{no} – максимальная масса выводимого груза;

P_{no} – показатели надежности;

$W^{\max}_{no}$ – максимальная интенсивность выведения грузов на типовые орбиты $o \in \{1, 2, ..., O^*\}$

Необходимо разработать научно-методическое обеспечение, позволяющее определить достаточность существующей системы средств выведения для решения текущих и перспективных задач выведения при оптимальном распределении задач по элементам ССВ.

При недостаточности существующей системы средств выведения – предпочтительные варианты развития ССВ с учетом ограничений, связанных с нестабильным выделением ресурсов.

ОПИСАНИЕ МЕТОДИКИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Предлагаемая методика основывается на концепции опережающего развития ССВ, вытекающей из концепции более высокого уровня, а именно – концепции функционально-структурного анализа и синтеза эволюционирующих систем Е. Балашова [8], которая предполагает построение перспективных вариантов технических структур развивающихся систем на основе прогноза развития функциональной структуры сложной системы.

Ввиду этого обстоятельства, решение задачи формирования требований к перспективной системе средств выведения, как видно из рис. 1, целесообразно начать с прогнозирования перспективных направлений космической деятельности государства для заданного горизонта планирования. Состав таких направлений позволит определить значения массогабаритных характеристик перспективных КА и орбит их выведения. При этом следует учесть возможные ограничения по орбитам выведения с учетом влияния космического мусора. Все это позволит сформировать окончательный состав и определить параметры текущих и перспективных задач выведения КА для заданного горизонта планирования.

Возможность выполнения всего спектра перспективных задач выведения КА определяется составом и возможностями средств выведения КА. Поэтому следующим этапом методики является уточнение структуры и параметров состояния существующей системы средств выведения. При этом большую роль может сыграть система мониторинга технического состояния и остаточного ресурса наземной составляющей ССВ, активно развиваемая в течение последних двадцати лет как в теоретическом, так и в практическом направлениях [6].

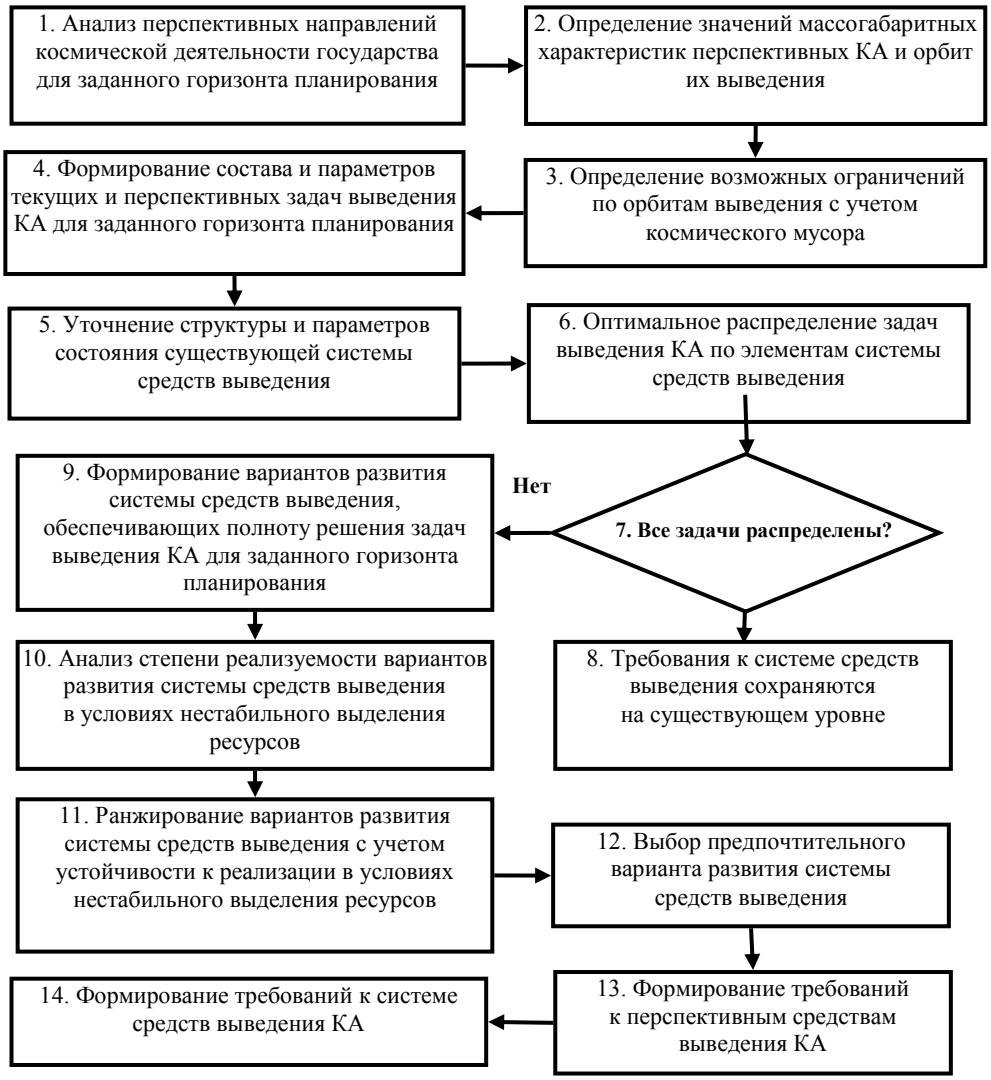


Рис. 1. Структура предлагаемой методики

После того как получены прогнозы состава и параметров задач выведения КА на рассматриваемый период планирования, уточнены значения показателей остаточного ресурса и срока службы наземной инфраструктуры средств выведения, необходимо найти наиболее приемлемый вариант распределения задач выведения по элементам системы

средств выведения, чтобы при имеющихся ограничениях по надежности, стоимости и интенсивности выведения максимизировать число успешно выполняемых задач на интервале планирования. Формальная постановка данной задачи может быть реализована в виде задачи одномерного булевого целочисленного программирования с целевой функцией (1)

$$X^* = \arg\max_{X \in \Delta_X} J(X)\ ,\ J(X) = \sum_{k=1}^{K}\sum_{n=1}^{N} \beta_k x_{kn} \delta_{ko}\ , \tag{1}$$

где X – вариант распределения задач по элементам ССВ, при этом $X = \|x_{kn}\|_{K \times N}$

$$x_{kn} = \begin{cases} 1, \text{если } k\text{-я задача решается на } n\text{-м элементе,} \\ 0, \text{в противном случае.} \end{cases}$$

δ_{ko} – дополнительная переменная, при этом

$$\delta_{ko} = \begin{cases} 1, \text{если КА в } k\text{-й задаче выводится на } o\text{-ю орбиту,} \\ 0, \text{в противном случае.} \end{cases}$$

β_k – весовой коэффициент важности k-й задачи, при этом $\sum_{k=1}^{K} \beta_k = 1$.

Приведем систему ограничений (2) – (6) для β_k :

$$\sum_{n=1}^{N} x_{kn} \le 1, \forall k = 1,2,...,K\ ; \tag{2}$$

$$\sum_{k=1}^{K} x_{kn} \times m_k \times \delta_{ko} \le M_{no}, \forall n = 1,2,...,N, \forall o = 1,2,...,O^*\ ; \tag{3}$$

$$\max_{k=1,2,...,K} \{P_k^{\min} \times x_{kn} \times \delta_{ko}\} \le P_{no}, \forall n = 1,2,...,N, \forall o = 1,2,...,O^*\ ; \tag{4}$$

$$\sum_{k=1}^{K} S_k^{\max} \times x_{kn} \times \delta_{ko} \ge S_{no}, \forall n = 1,2,...,N, \forall o = 1,2,...,O^*\ ; \tag{5}$$

$$\max_{k=1,2,...,K} \{x_{kn} \times \delta_{ko}\} \le (T_{\text{пл}} - t) \times W_{no}^{\max}, \forall n = 1,2,...,N, \forall o = 1,2,...,O\ . \tag{6}$$

Смысл выше сформулированных ограничений следующий:

(2) – каждая задача выведения решается на одном элементе ССВ;

(3) – масса выводимого груза не превышает максимальную грузоподъемность средства выведения;

(4) – фактическая надежность выведения КА не ниже требуемой;

(5) –фактическая стоимость выведения не превышает запланированную;

(6) – фактическая интенсивность выведения по каждому элементу ССВ не превышает их потенциальные возможности по темпам запуска КА.

Если в результате исследования возможности оптимального распределения задач выведения КА по элементам системы средств выведения окажется, что все перспективные задачи полностью распределены (могут быть успешно решены на существующей технической структуре ССВ), то делается вывод о том, что требования к системе средств выведения могут быть сохранены на существующем уровне.

В противном случае необходимо приступить к формированию вариантов развития системы средств выведения, обеспечивающих полноту решения задач выведения КА для заданного горизонта планирования. Таких вариантов (требующих консолидации усилий ведущих специалистов ракетно-космической отрасли) в общем случае может быть несколько. Об этом, в частности, отмечено в монографии Е. Балашова [8], где сказано, что единственной функциональной структуре развивающейся системы может соотвествовать несколько вариантов технических структур.

Сформированные варианты должны быть проанализированы на предмет выбора наиболее предпочтительного из них, поэтому следующими этапами методики являются анализ степени реализуемости вариантов развития системы средств выведения в условиях нестабильного выделения ресурсов [1, 9, 10] и ранжирование вариантов развития системы средств выведения с учетом устойчивости к реализации в условиях нестабильного выделения ресурсов с выбором предпочтительного варианта развития системы средств выведения.

Исходными данными для анализа степени реализуемости вариантов развития ССВ в условиях нестабильного выделения ресурсов являются оценки необходимых затрат на реализацию рассматриваемых вариантов развития ССВ, а также прогнозируемые этапы выделения ресурсов на реализацию проектов развития. Каждый вариант требует вложения финансовых, материальных и трудовых ресурсов. Реализация варианта развития ССВ планируется на заданном числе этапов. На каждом этапе выделяются финансовые, материальные и трудовые ресурсы, а сами работы могут быть проведены только в интервалах времени, когда выделенные ресурсы поступили на объект [1].

Оценки необходимых финансовых, материальных и трудовых ресурсов на реализацию варианта развития ССВ (7) – (9):

$$c_i = \underset{\sim}{c} = \left\{ \left\langle c, \mu_{\underset{\sim}{c}}(c) \right\rangle \right\}; \tag{7}$$

$$d_i = \underset{\sim}{d} = \left\{ \left\langle d, \mu_{\underset{\sim}{d}}(d) \right\rangle \right\}; \tag{8}$$

$$b_i = \underset{\sim}{b} = \left\{ \left\langle b, \mu_{\underset{\sim}{b}}(b) \right\rangle \right\}, \tag{9}$$

а также значения выделяемых ресурсов (10)–(12):

$$W_k = \underset{\sim}{w_k} = \left\{ \left\langle w_k, \mu_{\underset{\sim}{w_k}}(w_k) \right\rangle \right\}, \tag{10}$$

$$V_k = \underset{\sim}{v_k} = \left\{ \left\langle v_k, \mu_{\underset{\sim}{v_k}}(v_k) \right\rangle \right\}, \tag{11}$$

$$B_k = \underset{\sim}{b_k} = \left\{ \left\langle b_k, \mu_{\underset{\sim}{b_k}}(b_k) \right\rangle \right\} \tag{12}$$

не могут быть точно известны и задаются нечеткими числами.

Пусть булева переменная x_{ijk} принимает единичное значение, когда i-е средство выведения создается в j-м интервале k-го этапа. Тогда задача реализации варианта развития ССВ в условиях нестабильного финансирования может быть сформулирована как многокритериальная задача нечеткого линейного программирования с двумя целевыми функциями. Первая целевая функция отражает полноту выполнения программ развития (13). Вторая целевая функция отражает длительность реализации варианта (14).

$$f_1(x) = \sum_{i=1}^{n} \alpha_i \sum_{k=1}^{K} \sum_{j=1}^{m_k} x_{ijk} \Rightarrow \max; \tag{13}$$

$$f_2(x) = \sum_{i=1}^{n} t_i \sum_{k=1}^{K} \sum_{j=1}^{m_k} x_{ijk} \Rightarrow \min, \tag{14}$$

где $f_1(x)$ – показатель полноты реализации варианта развития ССВ в условиях нестабильного финансирования;

$f_2(x)$ – показатель длительности реализации варианта развития ССВ в условиях нестабильного финансирования;

α_i – коэффициент важности создания i-го элемента ССВ;

t_i – длительность создания (модернизации) i-го элемента ССВ.

Множество ограничений представлено выражениями (15) – (19).

$$\sum_{k=1}^{K}\sum_{j=1}^{m_k} x_{ijk} \le 1, \quad \forall\, i = 1,\ldots,n; \tag{15}$$

$$\sum_{j=1}^{m_k}\sum_{i=1}^{n} \underset{\sim}{d}_i\, x_{ijk}\, \mathrm{sign}(t_j^k - t_i) \le \underset{\sim}{V}_k, \ \forall\, k = 1,\ldots,K\ ; \tag{16}$$

$$\sum_{j=1}^{m_k}\sum_{i=1}^{n} \underset{\sim}{b}_i\, x_{ijk}\, \mathrm{sign}(t_j^k - t_i) \le \underset{\sim}{B}_k, \ \forall\, k = 1,\ldots,K\ ; \tag{17}$$

$$\sum_{j=1}^{m_k}\sum_{i=1}^{n} \underset{\sim}{c}_i\, x_{ijk}\, \mathrm{sign}(t_j^k - t_i) \le \underset{\sim}{W}_k, \ \forall\, k = 1,\ldots,K\ ; \tag{18}$$

$$\sum_{k=k^*}^{K}\sum_{j=j^*+1}^{j^*} x_{i_2 jk} - x_{i_1 j^* k^*} \le 0, \forall j^* = \overline{1, m_k}; \forall k^* = \overline{1, K}. \tag{19}$$

Здесь:

$$\mathrm{sign}(t_j^k - t_i) = \begin{cases} 1, \text{ если} \quad t_j^k \ge t_i, \\ 0, \text{ если} \quad t_j^k < t_i. \end{cases}$$

Смысл выше сформулированных ограничений следующий:

(15) – создание (модернизация) i-го элемента ССВ осуществляется только на одном j-м интервале k-го этапа;

(16), (17) и (18) – суммарные материальные, трудовые и финансовые ресурсы, расходуемые на каждом этапе, не должны превосходить выделяемых средств;

(19) – начало создания (модернизации) элемента i_2 следует только после окончания создания (модернизации) элемента i_1.

Алгоритм решения задачи анализа степени реализуемости вариантов развития ССВ в условиях нестабильного выделения потребных ресурсов состоит «в преобразовании двухкритериальной задачи к последовательности однокритериальных задач методом уступок и дальнейшему решению однокритериальных задач нечеткого линейного булевого программирования методом ветвей и границ» [1].

После того, как закончен этап выбора предпочтительного варианта развития ССВ, можно приступить к формированию требований к перспективным средствам выведения КА и формированию требований к системе средств выведения КА в целом. Сущность данных этапов носит в основном нормативно-юридический характер и реализуется в пунктах различных нормативно-правовых документов, регламентирующих развитие ССВ на рассматриваемом плановом периоде времени.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанная в статье методика формирования требований к перспективной системе средств выведения КА на основе концепции опережающего развития заключается в применении механизма итерационного сопоставления множества изменяющихся целевых задач с возможностями их выполнения в условиях динамичного характера состава и параметров средств выведения и имеющихся ресурсов, что позволяет оперативно корректировать требования к системе средств выведения.

Список используемых источников

1. Анализ влияния нестабильности обеспечения ресурсами на степень реализуемости программ развития системы средств выведения космических аппаратов / А.Н. Миронов, Р.Р. Казаков, О.Л. Шестопалова, И.Н. Харченко // Информационно-экономические аспекты стандартизации и технического регулирования. – 2017. – № 4 (38). – URL: http://iea.gostinfo.ru/files/2017_04/2017_04_09.pdf (дата обращения 12.10.2018).

2. *Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А.* Динамика и принципы построения орбитальных систем КА. – М.: Машиностроение, 1975. – 270 с.

3. *Гранкин Б.К., Козлов В.В.* Проблемы и пути обоснования требований к универсальным стартовым комплексам и их составным частям // Сб. тезисов докладов в/ч 73790. – 1995. – № 2. – С. 87–95.

4. *Руднев В.Е., Володин В.В., Лучанский К.М.* Формирование технических объектов на основе системного анализа. – М.: Машиностроение, 1992. – 318 с.

5. *Муртазов А.К.* Экология околоземного космического пространства. – М.: Физматлит, 2004. – 304 с.

6. Определение потребности в модернизации составных частей ракетно-космических комплексов / Е.В. Басотин, А.Н. Миронов, Р.Р. Казаков, Н.П. Сизяков, О.Л. Шестопалова // Современные наукоемкие технологии. – 2016. – № 12 (ч. 3). – С. 486–490.

7. *Муравьёв А.В., Шестопалова О.Л.* Прогнозирование срока службы информационной системы с учетом морального старения элементной базы технических средств. – М.: Транспортное дело России. – 2014. – № 6. – С. 186–189.

8. *Балашов Е.П.* Эволюционный синтез систем. – М.: Радио и связь, 1985. – 328 с.

9. *Берзин Е. А.* Оптимальное распределение ресурсов и элементы синтеза систем. – М.: Советское радио, 1976. – 245 с.

10. *Макеев С. И., Пицык В. В., Полуденко В. Э.* Согласование целей развития больших технических систем с возможностями реализации их характеристик при нечеткой исходной информации. – М.: Техническая кибернетика. – 1991.– № 5. – С. 124–142.

И.В. Захаров,
кандидат техн. наук, доцент;
В.В. Тимофеев,
кандидат техн. наук, доцент

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ РЕЖИМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

Предложена математическая модель для определения вероятности безотказной работы бортового вычислительного комплекса, функционирующего в двух режимах, которые характеризуются отличными интенсивностями отказов электронных составляющих комплекса, обусловленными различными условиями космической среды.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая радиоэлектронная аппаратура, бортовой вычислительный комплекс, условия функционирования, надежность.

ВВЕДЕНИЕ

Бортовой вычислительный комплекс (БВК), относящийся к бортовой радиоэлектронной аппаратуре (БРЭА), является основным управляющим звеном всех систем космического аппарата (КА). От его исправного функционирования в значительной степени зависит эффективное использование КА по своему функциональному назначению в различных условиях. Потому обеспечению требуемой надежности БВК всегда уделяется большое внимание. Под условиями функционирования в данной статье будут пониматься естественные условия космической среды и аномальные условия, характеризующиеся повышенными значениями интенсивностей отказов компонентов БРЭА.

Естественные условия космической среды традиционно учитываются при проектировании БВК, и для оценки его надежности используется большое количество достаточно глубоко проработанных и широко апробированных методов и математических моделей для невосстанавливаемых технических систем [1, 2]. В случае аномальных условий космической среды, которые могут возникнуть в результате различных событий деструктивного характера, условия функционирования БРЭА могут резко изменяться, что приведет к существенному росту потока отказов электронных составляющих БВК. В результате следует считать, что БВК КА за время своего существования на орбите может функционировать, по меньшей мере, в двух режимах, характеризующихся различными интенсивностями отказов электронных компонентов БВК. В статье предложен подход к оцениванию надежностных характеристик БВК в данных условиях, основанный на перерасчете эквивалентного времени функционирования БВК в аномальных условиях космической среды относительно времени работы в естественных условиях.

МОДЕЛЬ ОЦЕНИВАНИЯ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ КОМПЛЕКСА, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕГО В ДВУХ РЕЖИМАХ С РАЗЛИЧНЫМИ ИНТЕНСИВНОСТЯМИ ОТКАЗОВ

Вероятность безотказной работы БВК $P_{\text{БВК}}(t)$, за время существования которого на орбите может произойти смена режима функционирования, в общем случае будет равна

$$P_{\text{БВК}}(t) = (1 - P_{\text{су}}(t))\cdot P_{\text{еу}}(t) + P_{\text{су}}(t)\cdot P_{\text{ру}}(t), \quad (1)$$

где $P_{\text{су}}(t)$ – вероятность того, что за время t полета КА произойдет смена режима,

$P_{\text{еу}}(t)$ – вероятность безотказной работы БВК за время t в естественных условиях,

$P_{\text{ру}}(t)$ – вероятность безотказной работы БВК за время t при смене режима функционирования.

Математические модели оценивания вероятности $P_{\text{еу}}(t)$, как отмечено выше, в достаточной степени проработаны. Поэтому в рамках настоящей статьи представляет интерес математическая модель для вычисления вероятности $P_{\text{ру}}(t)$.

Вероятность $P_{\text{ру}}(t)$ будем определять при следующих предположениях:

– за время существования КА на орбите смена режима функционирования БВК обязательно произойдет;

– время смены режима не зависит от состояний БВК;

– интенсивность отказов БВК при смене режима функционирования изменяется мгновенно, поскольку временем изменения условий функционирования по сравнению со сроком орбитального полета можно пренебречь.

На основании третьего предположения будем считать, что интенсивность отказа БВК в аномальных условиях составляет $\lambda_{\text{ау}}(t) = k\,\lambda_{\text{еу}}(t)$, что коррелируется с основными закономерностями работы радиоэлектронной аппаратуры в форсированных режимах [4–6]. Здесь $\lambda_{\text{еу}}(t)$ – интенсивность отказа БВК в естественных условиях космической среды, k – повышающий коэффициент ($k > 1$).

Пусть вероятности $P_{\text{ру}}(t)$ соответствует работа БВК в двух режимах, смена которых происходит в момент времени x (рис. 1). Интервалу времени $[0, x]$ соответствует интенсивность отказа БВК $\lambda_{\text{еу}}(t)$, а интервалу $[x, t]$ интенсивность $\lambda_{\text{ау}}(t)$ (пунктирная кривая на рис. 2).

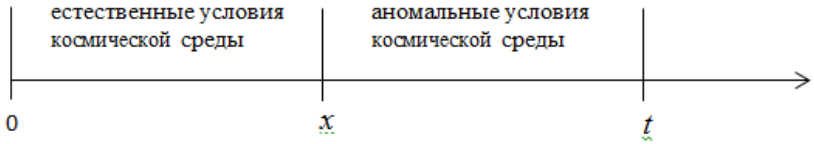


Рис. 1. Временная диаграмма работа БВК в двух режимах

Определять вероятность $P_{\text{ру}}(t)$ будем относительно режима аномальных условий с интенсивностью отказов $\lambda_{\text{ау}}(t)$. Для перерасчета эквивалентного времени x работы БВК в режиме естественных условий космической среды с интенсивностью $\lambda_{\text{еу}}(t)$ во время $\tau(x)$ работы БВК в режиме аномальных условий космической среды с интенсивностью $\lambda_{\text{ау}}(t)$ используем физический принцип надежности Н.М. Седякина [9]. Графическая иллюстрация перерасчета по принципу Н.М. Седякина показана в виде смещения вправо по временной оси точки отсчета и сплошной прямой $\lambda_{\text{ау}}(t)$ на рис. 2.

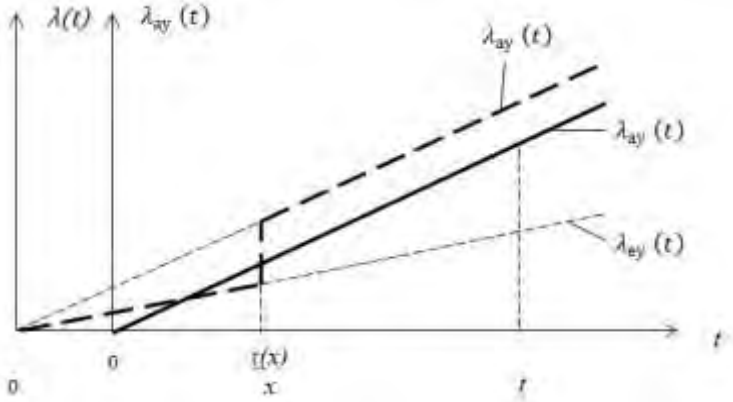


Рис. 2. Иллюстрация перерасчета по принципу Н.М. Седякина

Вероятность $P_{\text{ру}}\ (t, x)$ безотказной работы БВК за время t при смене условий космической среды в момент времени x согласно рис. 2 будет определяться следующим выражением:

$$P_{\text{ру}}\ (t, x) = P_{\text{ау}}(\tau(x))P_{\text{ау}}(t - x|\tau(x)), \tag{3}$$

где $P_{\text{ау}}(\tau(x))$ – вероятность безотказной работы БВК за время $\tau(x)$ в режиме с интенсивностью $\lambda_{\text{ау}}\ (t)$,

$P_{\text{ау}}(t - x|\tau(x))$ – условная вероятность безотказной работы БВК в том же режиме за время $t - x$ при условии, что БВК безотказно проработал время $\tau(x)$.

Поскольку условная вероятность $P_{\text{ау}}(t - x|\tau(x))$ определяется как

$$P_{\text{ау}}(t - x|\tau(x)) = \frac{P_{\text{ау}}(t - x + \tau(x))}{P_{\text{ау}}(\tau(x))}, \tag{4}$$

то окончательное выражение для $P_{\text{ру}}\ (t, x)$ примет следующий вид:

$$P_{\text{ру}}\ (t, x) = P_{\text{ау}}(t - x + \tau(x)). \tag{5}$$

Поскольку момент x смены режима на отрезке времени [0, t] является случайной величиной, то вероятность $P_{\text{ру}}\ (t)$ можно рассчитать из следующего выражения:

$$P_{\text{ру}}\ (t) = \int_0^t g(x)P_{\text{ру}}\ (t, x)\ dx = \int_0^t g(x)P_{\text{ау}}(t - x + \tau(x))\ dx, \tag{6}$$

где $g(x)$ – плотность распределения момента смены режима x на отрезке времени [0, t].

Время $\tau(x)$ согласно принципу Н.М. Седякина будет определяться из интегрального уравнения:

$$\int_0^{\tau(x)} k\lambda_{\text{ey}}\ (y)dy = \int_0^x \lambda_{\text{ey}}\ (y)dy. \tag{7}$$

С учетом (6) окончательное выражение для вероятности безотказной работы БВК $P_{\text{БВК}}\ (t)$ КА, за время существования которого на орбите может произойти смена режима функционирования будет иметь вид:

$$P_{\text{БВК}}\ (t) = (1 - P_{\text{су}}\ (t))\ P_{\text{ey}}(t) + P_{\text{су}}\ (t) \int_0^t g(x)P_{\text{ау}}(t - x + \tau(x))\ dx, \tag{8}$$

Повышающий коэффициент k может быть получен из статистических данных о функционировании и испытаниях электронных компонентов в различных условиях, а также с учетом априорной информации по методике, разработка которой может быть предметом отдельного исследования [7–8].

СЛУЧАЙ ЭКСПОНЕНЦИАЛЬНОГО ЗАКОНА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОТКАЗОВ

Пусть время безотказной работы БВК за время t в естественных условиях космической среды подчинено экспоненциальному закону распределения, т. е. $P_{\text{ey}}(t) = e^{-\lambda_{\text{ey}}\, t}$. Данный закон соответствует функционированию нерезервированного БВК на этапе нормальной его эксплуатации и позволяет получить конечные выражения для вероятности его безотказной работы.

Для экспоненциального закона распределения интегральное уравнение (7) примет вид

$$\int_0^{\tau(x)} k\lambda_{\text{ey}}\ dy = \int_0^x \lambda_{\text{ey}}\ dy.$$

Решая данное уравнение относительно $\tau(x)$, получим $\tau(x) = \frac{x}{k}$.

В условиях, когда нет достоверной статистики для определения закона распределения момента смены режима x на заданном отрезке времени, правомерно использовать равномерный закон распределения случайной величины [3]:

$$G(x) = \begin{cases} 1, x > t; \\ \dfrac{x}{t}, 0 \le x \le t; \\ 0, x < 0 \end{cases} \quad \text{и} \quad g(x) = \begin{cases} 0, x > t; \\ \dfrac{1}{t}, 0 \le x \le t; \\ 0, x < 0. \end{cases}$$

С учетом полученного выражения для $\tau(x)$ и равномерного закона распределения момента x смены режима на интервале времени $[0,t]$ выражение (6) для вероятности $P_{\text{ру}}\,(t)$ примет вид

$$P_{\text{ру}}\,(t) = \frac{1}{t}\int_0^t e^{-k\lambda_{\text{ey}}(t-x+\frac{x}{k})}dx = \frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t} - e^{-\,k\lambda_{\text{ey}}\,t}}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)}\,. \tag{9}$$

Покажем, что предел $P_{\text{ру}}\,(t)$ при $t \to 0$ равен 1, а при $t \to \infty$ равен 0, т. е. выражение (9) не противоречит понятию вероятности. Преобразуем его к виду, удобному для анализа:

$$\frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t} - e^{-\,k\lambda_{\text{ey}}\,t}}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)} = \frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}(1-e^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t})}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)}\,. \tag{10}$$

Выражение (10) при $t \to 0$ имеет неопределенность типа «$0/0$». Согласно правилу Лопиталя подобный предел отношения функций равен пределу их производных. Тогда

$$\lim_{t\to 0}\frac{1-e^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t}}{\lambda_{\text{ey}}\,t} = \lim_{t\to 0}\frac{(k-1)\lambda_{\text{ey}}e^{-(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t}}{\lambda_{\text{ey}}} = k-1,$$

откуда

$$\lim_{t\to 0}\frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}(1-e^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t})}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)} = \lim_{t\to 0}\frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}(k-1)}{k-1} = 1.$$

Очевидно, что $\lim\limits_{t\to\infty}\frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t} - e^{-\,k\lambda_{\text{ey}}\,t}}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)} = 0.$

Покажем также, что $\lim\limits_{k\to 1}\frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}(1-e^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t})}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)} = e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}$. Это означает, что смена режима не меняет интенсивность отказов. Ясно, что при $k \to 1$ дробь $\frac{1-e^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t}}{k-1}$ представляет неопределенность типа «$0/0$». Для нахождения этого предела также используем правило Лопиталя:

$$\lim_{k\to 1}\frac{1-e^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t}}{k-1} = \lim_{k\to 1}\frac{\lambda_{\text{ey}}\,te^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t}}{1} = \lambda_{\text{ey}}\,t,$$

откуда

$$\lim_{k\to 1}\frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}(1-e^{-\,(k-1)\lambda_{\text{ey}}\,t})}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)} = \lim_{k\to 1}\frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}\lambda_{\text{ey}}\,t}{\lambda_{\text{ey}}\,t} = e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}.$$

Для определения вероятности безотказной работы БВК $P_{\text{БВК}}\,(t)$ по формуле (1) необходимо знать вероятность $P_{\text{су}}\,(t)$, которую на практике получить затруднительно. В этом случае оценим верхнюю и нижнюю границы $P_{\text{БВК}}\,(t)$. Верхнюю границу $P_{\text{БВК}}\,(t)$ будет составлять $P_{\text{ey}}(t) = e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t}$, а нижнюю $P_{\text{ру}}\,(t) = \frac{e^{-\lambda_{\text{ey}}\,t} - e^{-\,k\lambda_{\text{ey}}\,t}}{\lambda_{\text{ey}}\,t(k-1)}$.

На рис. 3 приведены зависимости вероятности безотказной работы БВК $P_{\text{БВК}}\,(t)$ от времени функционирования в естественных условиях (k = 1) и в аномальных условиях при k = 1,5 и k = 2.

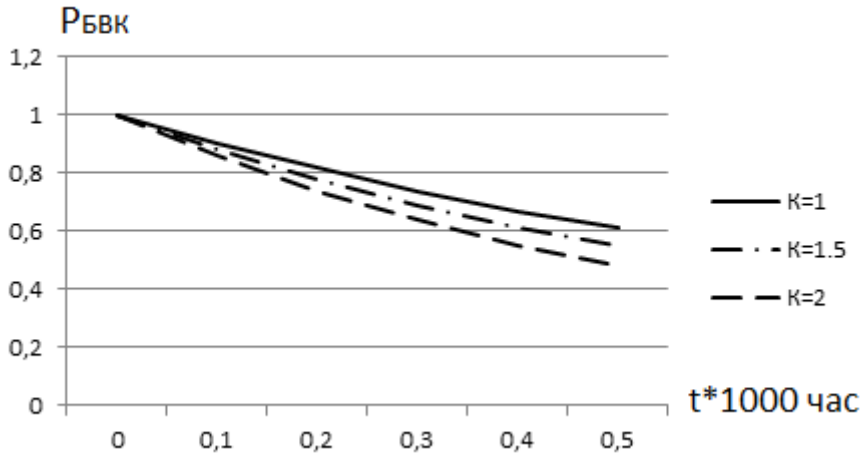


Рис. 3. Зависимости $P_{БВК}$ от времени функционирования

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная в статье математическая модель для определения вероятности безотказной работы БВК при смене режима функционирования имеет, наряду с теоретическим значением, и прикладную значимость. Ее новизной является оценивание надежности объекта, функционирующего в режимах, характеризующихся различными интенсивностями отказов, смена которых происходит в случайные моменты времени. В то же время традиционный подход состоит в оценке надежности БРЭА в расчетных условиях, и отдельном учете, зачастую лишь качественном, характеристик ее стойкости к неблагоприятным факторам.

Прикладной аспект полученных результатов заключается в том, что проблема обеспечения надежности БРЭА приобретает большую актуальность и значимость в связи с потребностью увеличения сроков активного существования КА. В свою очередь без развитого инструментария для оценки надежности БРЭА невозможно решить задачу ее обеспечения.

Для определения законов распределения отказов БРЭА и их параметров следует использовать результаты исследования влияния космического пространства на показатели надежности радиоэлектронных элементов, изложенные как в руководящих документах и справочной литературе, так и в научных публикациях. Методический аппарат, позволяющий получить оценки, адекватные процессам, происходящим в электронных компонентах аппаратуры, значительно повысит прикладное значение предложенной модели.

Список используемых источников

1. *Долгин В.П., Харченко А.О.* Надежность технических систем: учеб. пособие. – М.: Вузовский учебник, 2015. – 167 с.
2. *Половко А.М., Гуров С.В.* Основы теории надежности. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: БХВ-Петербург, 2006. – 704 с.
3. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей: учеб. для вузов. – 5-е изд. – М.: Высш. шк., 1998. – 576 с.
4. ГОСТ Р 27.607–2013. Надежность в технике. Управление надежностью. Условия проведения испытаний на безотказность и статистические критерии и методы оценки их результатов, 2013.
5. РД 50-424-83. Методические указания. Надежность в технике. Ускоренные испытания. Основные положения. – М.: 1983.

6. *Майоров А.В., Потюков Н.П.* Планирование и проведение ускоренных испытаний на надежность устройств электронной автоматики. – М.: Радио и связь, 1982. – 345 с.

7. *Безродных И.П.*, *Тютнев А.П.*, *Семёнов В.Т.* Радиационные эффекты в космосе. Ч. 3. Влияние ионизирующего излучения на изделия электронной техники. – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2017. – 64 с.

8. *Вологдин Э.Н., Лысенко А.П.* Радиационные эффекты в интегральных микросхемах и методы испытаний изделий полупроводниковой электроники на радиационную стойкость. – М.: НОЦ МГИЭМ, 2002. – 46 с.

9. *Седякин Н.М.* Об одном физическом принципе теории надёжности // СССР. Техническая кибернетика. – 1966. – № 3. – С. 80–87.

А.С. Перфильев,
кандидат техн. наук;
С.Ю. Пирогов,
доктор техн. наук, доцент;
Е.Н. Семёнов

АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ПУТИ ЕЕ ПОВЫШЕНИЯ

В публикации рассматривается вопрос определения надежности разгонных блоков (РБ) по результатам применения по назначению (статистике пусков) в составе ракет-носителей космического назначения (РКН). Проводится сравнительный анализ эксплуатационной надежности отечественных РБ «Бриз-КМ», «Бриз-М», «Фрегат» и блока выведения (БВ) «Волга». Выполнена группировка отказов по системам РБ (БВ), возникающим в процессе функционирования. Для определения критичных элементов РБ (БВ) выполняется ранжирование отказов с помощью шкалы балльных оценок критичности отказов. Предложены дополнительные меры по обеспечению надежности критичных элементов РБ (БВ), повышающие эксплуатационную надежность РБ (БВ).

Ключевые слова: разгонный блок, блок выведения, эксплуатационная надежность, отказ, критичный элемент.

ВВЕДЕНИЕ

Важнейшей составной частью системы средств выведения, обеспечивающей построение космических систем на основе орбитальных группировок космических аппаратов (КА) для решения космического обеспечения деятельности Вооруженных Сил, являются разгонные блоки (РБ). Во многом высокая надежность и безопасность функционирования РБ определяет успешность построения и применения орбитальных группировок КА военного назначения.
Следует отметить, что доля аварийных и нештатных пусков отечественных РН по причине отказов РБ остается высокой. Это говорит о необходимости тщательного анализа аварийных ситуаций, разработки и выполнения мероприятий, направленных на снижение вероятности аварийных и нештатных пусков РКН по причине отказов РБ. Анализ аварийных ситуаций должен предусматривать оценку распределения по месту возникновения и по времени появления, исследование причин и вероятности их появления, определение характера развития во времени, оценку последствий и вероятности обнаружения отказа до поставки изделия потребителю [4]. Также актуальной задачей является определение критичных элементов РБ, по которым необходимо оценивать достаточность мероприятий, направленных на снижение вероятности их отказа и тяжести последствий, а также при необходимости вырабатывать и вводить дополнительные меры [8]. Особо остро этот вопрос стоит на ранних этапах создания новых образцов РБ. На этапе проектирования необходимо определиться с вариантом конструкции проектируемого изделия, произвести расчет ожидаемого уровня надежности для каждого из них, провести анализ видов, последствий и критичности отказов, влияющих на выполнение задачи. На начальной стадии наземной экспериментальной отработки не допустить конструкторских, технологических и производственных просчетов и нарушений, которые могут привести к разрушению материальной части при испытаниях, тем самым увеличивая длительность испытаний за счет определения испытания, как незачетного. Выполнение анализа статистических данных по предшествующим объектам-аналогам на ранних этапах создания новых образцов РБ позволит снизить число дорогостоящих испытаний опытных образцов и их длительность, а также уйти от ошибок, которые могут привести в последующем к авариям или к нештатному функционированию при эксплуатации. Также такой анализ способствует решению проблемы задания количественных характеристик надежности для уникальных и малосерийных изделий [6].

ПОДХОД К ОЦЕНКЕ НАДЕЖНОСТИ РБ (БВ) ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Надежность РБ (БВ), по результатам эксплуатации (статистике пусков), оценивается выражениями (1) – (6) [1, 7]:

$$P^*(t) = \frac{n(t)}{N}, \tag{1}$$

где $n(t)$ – число РБ «Бриз-КМ», не отказавших к моменту времени t;
N – число РБ, прошедших зачетные летные испытания;
$P^*(t)$ – статистическая оценка вероятности безотказной работы (ВБР).

$$P = \frac{N+1-m}{N+2}, \sigma = \sqrt{\frac{(m+1)\cdot(N+1-m)}{(N+2)^2\cdot(N+3)}}, \tag{2}$$

где $P_н$ – несмещенная эффективная точечная оценка ВБР РБ (БВ);
m – число РБ, прошедших зачетные летные испытания;
σ – статистическая оценка вероятности безотказной работы (ВБР).

$$P_н = P - t_p \cdot \sigma, \tag{3}$$

где P – нижняя доверительная граница ВБР;
t_p – квантиль распределения Стьюдента [1].

$$P_в = P + t_p \cdot \sigma,$$

где $P_в$ – верхняя доверительная граница ВБР. (4)

$$P_н^* = P - \frac{t_p \cdot \sigma}{\sqrt{N}}, \tag{5}$$

где $P_н^*$ – нижняя доверительная граница ВБР при малом числе испытаний.

$$P_в^* = P + \frac{t_p \cdot \sigma}{\sqrt{N}}, \tag{6}$$

где $P_в^*$ – верхняя доверительная граница ВБР при малом числе испытаний.

АНАЛИЗ ПО ПУСКАМ РКН С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РБ «БРИЗ-КМ», «БРИЗ-М», «ФРЕГАТ», БВ «ВОЛГА»

В качестве статистических данных для анализа взяты пуски РКН с отечественными РБ: «Бриз-КМ», «Бриз-М», «Фрегат» различных модификаций и блоком выведения (БВ) «Волга». Данные изделия имеют одно целевое назначение, в них реализован идентичный принцип действия; они близки по конструкции, элементной базе и применяемым материалам, технологическим и эксплуатационным характеристикам.

РБ «Бриз-КМ»

Согласно статистическим данным, всего осуществлено 28 пусков РБ «Бриз-КМ» в составе РКН легкого класса «Рокот». Из них два пуска аварийных и один частично успешный по причине нештатной работы РБ.

08 октября 2005 года – из-за не разделения второй ступени РКН и РБ по причине невыдачи системой управления предварительной команды на выключение маршевого двигателя II ступени РКН связка из II ступени РКН и РБ упала в Северном Ледовитом океане между Северным полюсом и побережьем Канадской Арктики. Отсутствие своевременной выдачи этой команды было обусловлено неправильной привязкой команды на подготовку к работе двигательной установки (ДУ) РБ к общей циклограмме управления полетом РКН.

01 февраля 2011 года – из-за отказа системы управления произошел нештатный импульс двигателя РБ и вследствие этого КА ГЕО–ИК–2 № 1 был выведен на нерасчетную орбиту,

где использовать его по предназначению не представлялось возможным (из-за отсутствия телеметрии точную причину отказа установить невозможно).

15 января 2013 года – из-за сбоя системы управления РБ связка КА «Космос-2482», «Космос-2483», «Космос-2484» выведена на нерасчетную орбиту, один КА полностью утрачен, два функционируют с ограничениями [2, 12].

По результатам эксплуатации (статистике пусков) статистическая оценка вероятности безотказной работы РБ «Бриз-КМ» по выражению (1) для n=25 и N=28 составляет $P^*(t)$=0,8928.

Несмещенная эффективная точечная оценка вероятности безотказной работы РБ (БВ) и среднеквадратическое отклонение для m=3 по выражению (2) составляет соответственно P=0,8666, σ=0,0037.

Нижняя доверительная граница ВБР по выражению (3) при доверительной вероятности γ = 0,8 и t_p=1,312 составляет $P_н$=0,8617.

Верхняя доверительная граница ВБР по выражению (4) при доверительной вероятности γ =0,8 и t_p=1,312 составляет $P_в$=0,8714.

РБ «Бриз-М»

Согласно статистическим данным, всего осуществлено 98 пусков РБ «Бриз-М» в составе РКН тяжелого класса. В составе РКН «Ангара-5» один пуск (успешный). В составе РКН «Протон-К» – четыре пуска. Один пуск аварийный по причине отказа жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) второй ступени. В составе РКН «Протон-М» 93 пуска из них:

– 84 успешных пуска;

– 7 аварийных пусков (четыре пуска по причине отказа РБ «Бриз-М», три пуска по причине отказа второй и третьей ступени РКН);

– 1 частично-успешный пуск (отказ РБ);

– 1 нештатный пуск (нештатная работа РБ).

28 февраля 2006 года – из-за отказа ЖРД С5.98М РБ (сбой работы двигателя произошел из-за перекрытия сопла гидротурбины бустерного насоса посторонней частицей) на нерасчетную орбиту был выведен спутник связи «Arabsat 4A».

14 марта 2008 года – из-за отказа ЖРД С5.98М РБ (двигатель проработал при втором его включении лишь 1933 секунды вместо расчетных 2066 секунд) КА АМС-14 оказался на нерасчетной орбите. Причина во вскрытии трубопровода подачи генераторного газа на турбину БТНА при втором включении, в следствие прочностного разрушения, обусловленного неблагоприятным сочетанием эрозии стенки, высокой температуры в газогенераторе и длительным воздействием низкочастотных пульсаций в газовом тракте.

17 августа 2011 года – из-за отказа РБ российский спутник связи «Экспресс АМ-4» был выведен на нерасчетную орбиту. Высота орбиты, на которой оказался КА, не позволила осуществить его довыведение на геостационарную орбиту. Причина в ошибке ориентации при выполнении маневра РБ, из-за необоснованного «заужения» временного интервала подворота гиростабилизированной платформы в циклограмме работы РБ.

6 августа 2012 года – из-за сбоя в работе РБ «Бриз-М» вывод двух спутников («Экспресс-МД2», «Телком-3») окончился неудачей. Причиной аварии была признана производственная проблема: произошло засорение магистрали наддува дополнительных баков горючего РБ «Бриз-М».

8 декабря 2012 года – из-за отказа РБ спутник связи «Ямал-402» оказался на нерасчетной орбите (из-за разрушения подшипника БТНА ЖРД С5.98М при четвертом включении, вследствие этого он проработал на четыре минуты меньше расчетного). Тем не менее КА достиг рабочей орбиты, используя собственные двигатели, но при этом снизился срок активного существования с 19 до 11,5 лет [2, 12].

По результатам эксплуатации (статистике пусков) статистическая оценка ВБР РБ «Бриз-М» по выражению (1) для n=89 и N=94 составляет $P^*(t)$=0,9468.

Несмещенная эффективная точечная оценка ВБР РБ и среднеквадратическое отклонение для m=5 по выражению (2) составляет соответственно P=0,9375, σ=0,0245.

Нижняя доверительная граница ВБР по выражению (3) при доверительной вероятности γ =0,8 и t_p=1,282 составляет $P_н$=0,906.

Верхняя доверительная граница ВБР по выражению (4) при доверительной вероятности γ=0,8 и t_p=1,282 составляет $P_в$=0,9689.

БВ «Волга»

Согласно статистическим данным, всего осуществлено четыре пуска БВ «Волга» в составе РКН легкого и среднего классов. Из них три в составе РКН «Союз-2-1в», 1 пуск в составе РКН «Союз-2-1а» (успешный). Один пуск 5 декабря 2015 года в составе РКН «Союз-2-1в» – частично успешный по причине отказа одного из четырех замков, удерживавших КА, тем самым малый космический аппарат (МКА) «Канопус-СТ» не был выведен на расчетную орбиту и в последствии был затоплен [9].

По результатам эксплуатации (статистике пусков) статистическая оценка ВБР БВ «Волга» по выражению (1) для n=4 и N=4 составляет $P^*(t)$=1.

Несмещенная эффективная точечная оценка ВБР БВ и среднеквадратическое отклонение для m=0 по выражению (2) составляет соответственно P=0,8333, σ=0,14.

Но ввиду ограниченности статистики – N=4 по БВ «Волга» оценка надежности по выражению (1) не дает гарантированный результат и доверие к этой оценке мало*, а определение нижней и верхней доверительной границы ВБР производится по выражениям (5) и (6).

Нижняя доверительная граница ВБР по выражению (5) при доверительной вероятности γ =0,8 и t_p=1,533 составляет $P_н^*$=0,9033.

Верхняя доверительная граница ВБР по выражению (6) при доверительной вероятности γ =0,8 и t_p=1,533 составляет $P_в^*$=0,9406.

РБ «Фрегат»

Согласно статистическим данным, всего осуществлено 68 пусков РБ «Фрегат» в составе РКН среднего класса «Союз» и «Зенит», из них:

– 66 успешных пусков;

– 2 аварийных пуска (один пуск в составе РКН «Союз-СТ-Б», один пуск в составе РКН «Союз-2-1б) по причине отказов РБ.

22 августа 2014 года – в составе РКН «Союз-СТ-Б» два спутника Galileo из-за отказа РБ (ошибка в программном обеспечении системы управления РБ) выведены на меньшую орбиту с другим наклонением и их использование по целевому назначению невозможно.

28 ноября 2017 года – КА Метеор-М № 2-1, КА «Бауманец» и 16 малых спутников потеряны в связи с ошибкой программного обеспечения РБ (некорректность алгоритма управления пространственной ориентацией РБ) [3, 11].

По результатам эксплуатации (статистике пусков) статистическая оценка ВБР РБ «Фрегат» по выражению (1) для n=66 и N=68 составляет $P^*(t)$=0,9705.

Несмещенная эффективная точечная оценка ВБР РБ и среднеквадратическое отклонение для m=2 по выражению (2) составляет соответственно P=0,9571, σ=0,024.

Нижняя доверительная граница ВБР по выражению (3) при доверительной вероятности γ =0,8 и t_p=1,29 составляет $P_н$=0,9261.

Верхняя доверительная граница ВБР по выражению (4) при доверительной вероятности γ =0,8 и t_p=1,29 составляет $P_в$=0,988.

Вышеперечисленные данные и полученные значения сведены в табл. 1 и 2, анализ данных позволяет сгруппировать отказы по системам РБ (БВ), возникающим в процессе функционирования РБ (БВ) (рис. 1).

Таблица 1

Эксплуатационная надежность РБ (БВ)

№	РБ (БВ)	Статистика пусков в составе РКН					
		все-го	успешных	частично успешных	аварийных (по причине отказа РБ)	аварийных (по причине отказа нижних ступеней РН)	нештатных
1	РБ «Бриз-КМ»	28	25	1	2	0	0
2	РБ «Бриз-М»	98	88	1	4	4	1
3	БВ «Волга»	4	4	0	0	0	0
4	РБ «Фрегат»	68	66	0	2	0	0

Таблица 2

Показатели оценки ВБР РБ (БВ)

№	РБ (БВ)	$P^*(t)$	σ	P	$P_н(P_н^*)$	$P_в(P_в^*)$
1	РБ «Бриз–КМ»	**0,8928**	0,0037	**0,8666**	0,8617	0,8714
2	РБ «Бриз–М»	0,9468	0,0245	0,9375	0,906	0,9689
3	БВ «Волга»	**1***	0,14	**0,8333***	0,9033	0,9406
4	РБ «Фрегат»	**0,9705**	0,024	**0,9571**	0,9261	0,988

Сравнительный анализ эксплуатационной надежности показывает, что наиболее «надежным» является РБ «Фрегат». Наименее «надежным» является РБ «Бриз-КМ».

Рис. 1. Статистика отказов РБ «Бриз-КМ», «Бриз-М», «Фрегат», БВ «Волга»

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КРИТИЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РБ (БВ)

Полученная диаграмма (рис. 1) не дает полную оценку и не позволяет точно определить критичные элементы РБ (БВ). Для этого используем шкалы балльных оценок критичности отказов [8] и рассчитаем критичность отказа *C* по выражению

$$C = B_1 \cdot B_2 \cdot B_3 \tag{7}$$

где *C* – критичность отказа;

B_1 – оценка вероятности отказа в баллах;

B_2 – оценка последствий отказов;

B_3 – оценка вероятности обнаружения отказа до поставки изделия потребителю.

Значения оценок B_1, B_2, B_3 получены методом группового экспертного анализа «Дельфи». Рассчитанные значения сводим в шкалу – табл. 3.

Таблица 3

Шкала балльных оценок критичности отказов

№ п/п	*C* ($B_1 \cdot B_2 \cdot B_3$), баллы	Дата отказа	РБ (БВ)	Отказавшие элементы РБ (БВ)	Причина отказа
1	2	3	4	5	6
1	480 (10*8*6)	28.02.2006	РБ «Бриз-М»	БТНА	Перекрытие сопла гидротурбины посторонней частицей
2	448 (7*8*8)	28.11.2017	РБ «Фрегат»	Система управления	Некорректность алгоритма управления пространственной ориентацией РБ
3	448 (7*8*8)	22.08.2014	РБ «Фрегат»	Система управления	Ошибка в программном обеспечении
4	432 (6*9*8)	08.10.2005	РБ «Бриз-КМ»	Система управления	Неправильная привязка команды на подготовку к работе двигательной установки (ДУ) РБ к общей циклограмме управления полетом РН
5	384 (6*8*8)	14.03.2008	РБ «Бриз-М»	Трубопровод подачи генераторного газа на турбину БТНА	Прочностное разрушение
6	336 (6*7*8)	15.01.2013	РБ «Бриз-КМ»	Система управления	Сбой системы управления
7	320 (5*8*8)	17.08.2011	РБ «Бриз-М»	Система управления	Необоснованное «заужение» временного интервала подворота гиростабилизированной платформы в циклограмме работы РБ
8	280 (4*7*10)	01.02.2011	РБ «Бриз-КМ»	Система управления	Точная причина нештатного импульса не установлена
9	240 (6*8*5)	06.08.2012	РБ «Бриз-М»	Магистраль наддува ДБ горючего	Засорение магистрали наддува ДБ горючего
10	108 (6*6*3)	08.12.2012	РБ «Бриз-М»	БТНА	Разрушение подшипника БТНА

Исходя из полученной шкалы балльных оценок проводим ранжирование отказов по следующим рангам:

А – (более 500–400) обязательна углубленная расчетная и экспериментальная отработка элемента РБ на надежность;

В – (400–300) обязательна расчетная и экспериментальная отработка элемента РБ на надежность;

С – (300–200) обязательна расчетная и желательна экспериментальная отработка элемента РБ на надежность;

D – (200–100) можно ограничится расчетной отработкой;

Е – (менее 100) отработка на надежность не требуется.

А – (1–4), В – (5–7), С – (8–9), D – (10).

По рангам отказов и сумме баллов критичности отказа *С* делаем вывод, что к критичным элементам РБ (БВ) следует отнести: систему управления, БТНА, трубопровод подачи генераторного газа на турбину БТНА и магистраль наддува ДБ. В процессе экспериментальной отработки на надежность по вышеперечисленным критичным элементам необходима комплексная проверка выявления всех видов конструкционных отказов.

Рис. 2. Сумма баллов критичности отказа по элементам РБ (БВ)

РЕКОМЕНДУЕМЫЕ МЕРЫ, СПОСОБСТВУЮЩИЕ ПОВЫШЕНИЮ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ РБ (БВ)

Для повышения эксплуатационной надежности РБ (БВ) предлагаются следующие меры:

1. В части СУ – применение методов имитационного моделирования, позволяющих предварительно проверить и оптимизировать параметры программы выведения на заданную орбиту.
2. В части БТНА и системы наддува ДБ необходимо совершенствование системы контроля чистоты внутренних полостей на всех стадиях жизненного цикла.
3. В части трубопровода подачи генераторного газа на турбину БТНА и других элементов ЖРД – при анализе видов, последствий и критичности отказов (АВПКО) проводить анализ неблагоприятных сочетаний факторов, которые могут привести к отказам.
4. Совершенствование научно–методического обеспечения систем контроля и испытаний изделий в направлении повышения информативности и достоверности результатов испытаний.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в настоящее время наибольшее число отказов данных РБ (БВ) приходится на систему управления – 60% и двигательную установку (ДУ) РБ – 30%. К критичным элементам ДУ, по результатам анализа, следует отнести систему управления, БТНА, трубопровод подачи генераторного газа на турбину БТНА и магистраль наддува ДБ. Причинами отказов являются как конструктивные, так и производственные дефекты.

Конструктивное исполнение РБ «Фрегат» и система обеспечения его надежности на всех стадиях жизненного цикла определены как наиболее эффективные.

Определены направления и приоритетные задачи экспериментальной отработки РБ, в части отработки на надежность критичных элементов, проверки полноты выявления всех видов конструкционных отказов. Предложены дополнительные меры для повышения эксплуатационной надежности существующих РБ (БВ). Обозначены приоритетные направления обеспечения надежности малосерийных и уникальных изделий.

Список используемых источников

1. *Волков Л.И., Шишкевич А.М.* Надежность летательных аппаратов. – М.: Высшая школа, 1975. – 296 с.

2. *Железняков А.Б.* Тяжелая ракета-носитель «Протон». Шедевр «ракетного гения» Челомея. – Москва: Яуза-пресс, 2016. – 112 с.

3. *Бодров А.В., Дикун Е.В., Колобов А.Ю.* Оценка надежности разгонного блока «Фрегат» // Машиностроение: сетевой электрон. науч. ж-л. –2016. – Т.4. – №3. – С. 73–77.

4. *Голованов М.В.*, *Баранов М.Е.* Аварийные ситуации при эксплуатации ракетно-космической техники // ФГБОУВО «Сибирский государственный университет науки и технологий имени М.Ф. Решетнёва (Красноярск) Журнал Актуальные проблемы авиации и космонавтики. –2013. – № 9. – С. 318–319.

5. Оценка надежности разгонного блока «Фрегат» по результатам эксплуатации / Е.Н. Корчагин, В.А. Асюнкин, А.Ю. Колобов, Е.В. Дикун // Системные проблемы надежности, качества, компьютерного моделирования, информационных и электронных технологий в инновационных проектах (ИННОВАТИКА-2014) / Мат-лы междунар. науч.-техн. конф. Российской научной школы. – М.: Изд-во ОАО «Концерн «Моринформсистема-Агат» – 2014. – С.18–20.

6. *Литвиенко Р.С., Павлов П.П., Идиятуллин Р.Г.* Практическое применение непрерывных законов распределения в теории надежности технических систем // Надежность: науч.-техн. ж-л. – 2016. – Т. 16. – № 4. – С. 17–23.

7. ГОСТ Р 50779.21–2004. Статические методы. Правила определения и методы расчета статических характеристик по выборочным данным. Ч. 1. Нормальное распределение. – М.: Изд-во стандартов, 2004. – 42 с.

8. ГОСТ 27.310–95. Надежность в технике. Анализ видов, последствий и критичности отказов. Основные положения. – Минск: Изд-во стандартов, 1997. – 12 с.

9. РКЦ Прогресс БВ «Волга» описание статистика пусков блока выведения «Волга». – URL: https://samspace.ru/products/upper_stages/bv_volga/ (дата обращения: 10.05.2018).

10. Бриз (разгонный блок). – URL: https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Бриз_(разгонный_блок) (дата обращения: 12.05.2018).

11. Универсальный разгонный блок «Фрегат». – URL: http://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/ (дата обращения: 12.05.2018).

12. ГКНПЦ имени М.В. Хруничева. Пресс-релизы. Итоги работы комиссии по расследованию причин аварии при запуске КА «Cryosat». – URL: http://www.khrunichev.ru/main.php/img/cat2/download/main.php?id=1&nid=4 (дата обращения: 14.05.2018).

С.Ю. Пирогов,
доктор техн. наук, доцент;
Е.А. Прокопенко,
кандидат техн. наук

МЕТОДИКА ЭНЕРГОМАССОВОГО АНАЛИЗА ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ, ОБОРУДОВАННОЙ СИСТЕМОЙ СПАСЕНИЯ СТУПЕНЕЙ

В статье рассматривается методика инженерного анализа основных массово-энергетических параметров ракеты-носителя, оборудованной системой спасения первой ступени. Методика построена на модификации известного подхода к энергомассовому анализу ракет-носителей на основе системы массового уравнения и уравнения для конечной скорости. Проведен расчет выводимой массы полезной нагрузки на заданную орбиту ракетой-носителем при наличии у нее системы спасения, гарантирующей возвращение на Землю отработавшей ступени и дальнейшее ее применение. В качестве исходных данных по системе спасения ступени ракеты-носителя использовалась относительная масса, характеризующая способ посадки в точку приземления.

Ключевые слова: ракета-носитель, система спасения, масса полезной нагрузки, проектные параметры.

ВВЕДЕНИЕ

Необходимость разработки многоразовых ступеней ракет-носителей (РН) различного класса возникла как следствие, с одной стороны, технологического пика развития ракетно-космической техники, а с другой стороны, как постоянное стремление к снижению удельной стоимости выведения полезной нагрузки (ПН) на целевую орбиту. В настоящее время существует множество проектов, демонстрирующих техническую реализуемость этой идеи. Однако, обладая несомненными преимуществами перед одноразовой ступенью РН, использование ступени, оснащенной системой спасения, приводит, прежде всего, к снижению массы ПН, выводимой на ту же самую орбиту, что и в случае с одноразовой ступенью [1]. Проведенный анализ работ по данной тематике, приводит к выводам, что на данный момент не существует однозначного мнения среди научно-исследовательских организаций и предприятий промышленности по поводу того, как на этапе проектирования многоразовой ступени РН учесть влияние способа спасения ступени (и как следствие, – увеличение стартовой массы всей РН) на уменьшение массы ПН, а затем и на удельную стоимость выведения ПН.

Предложенный в данной статье один из вариантов (в качестве соответствующей методики) решения задачи проведения энергомассового анализа двухступенчатой ракеты-носителя, оборудованной системой спасения, не претендует на глубокий охват всей проблемной ситуации. Вместе с тем, среди существующих подходов разработанная методика позволяет учитывать явно выраженную причинно-следственную связь между массой системы спасения и массой ПН, выводимой РН на заданную орбиту.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Прежде чем рассматривать последовательность действий, составляющих основу методики проведения энергомассового анализа двухступенчатой ракеты-носителя, оборудованной системой спасения, следует разобраться с тем, что представляет собой постановка данной задачи.

В формализованном виде математическая постановка задачи проведения энергомассового анализа РН будет иметь следующий вид:

1) пусть задана РН с $n = \{2; 3\}$ ступенями, объединенными в определенную компоновочную схему $k = \{1; 2; 3\}$, где цифра 1 соответствует тандемной схеме, 2 – пакетной, 3 – комбинированной;

2) исходя из первого пункта, возможны различные варианты задания РН, представляющие собой сочетания C_k^n, при этом в случае $k = 2; 3$, количество боковых блоков может быть равно *b*;

3) каждая из ступеней оснащена двигательной установкой (ДУ), работающей на определенных компонентах ракетного топлива (КРТ), и имеющей следующие параметры:

– начальная тяговооруженность ДУ (φ_{0i});

– удельный вес ДУ ($\gamma_{\text{ду}\,i}$);

– средний удельный импульс ДУ ($I_{\text{уд}i}$), зависящий от типа КРТ;

– доля тяги ДУ второй ступени в общей тяге первой субракеты (β);

4) каждая из ступеней однозначно задается массами:

– $m_{\text{нб}i}$ конструкции небаковых отсеков (хвостовой, приборный отсек, переходники и т. д.);

– $m_{\text{б}i}$ конструкции баковых отсеков;

– $m_{\text{т}i}$ запаса топлива (окислитель + горючее);

– $m_{\text{ду}i}$ конструкции ДУ;

5) задана масса ПН, необходимая для вывода на целевую орбиту ($m_{\text{пн}}$);

6) требуется определить стартовую массу РН (m_0).

Такая постановка задачи позволяет составить массовое уравнение РН без особых трудностей. Алгоритм решения аналогичной задачи подробно изложен в [2].

Но если требуется составить массовое уравнение РН с учетом наличия системы спасения у первой ступени, то в таком случае могут возникнуть некоторые трудности, обусловленные, прежде всего, следующими обстоятельствами:

– необходимостью заранее определить способ возвращения ступени РН, при этом выдержав ограничения по перегрузкам и максимальным тепловым потоком к конструкции ступени;

– неизвестными, до начала этапа эскизного проектирования системы спасения ступени, массами ее конструктивных элементов, программой управления спуском и посадкой ступени, запасами топлива на совершение маневра и т. д.

Указанную выше неопределенность можно обойти, если принять, что масса системы спасения ступени изначально задается в виде относительной массы $\overline{m_{\text{сс}}}$ (как отношение суммарной массы всех элементов системы спасения к стартовой массе РН). А после проведения расчетов по отысканию стартовой массы РН, оснащенной системой спасения первой ступени РН, провести проверочный расчет физической реализуемости вывода заданной $m_{\text{пн}}$ (в случае с одноразовой ступенью) на определенную целевую орбиту.

ОПИСАНИЕ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ

С учетом вышеизложенного, методика проведения энергомассового анализа двухступенчатой ракеты-носителя, оборудованной системой спасения, будет состоять из следующих действий:

1) задание исходных данных для РН по пунктам 1–5 предыдущего раздела, а также дополнительно диапазона допустимых значений $\overline{m_{\text{сс}\,j}}$, соответствующих конкретному (*j*-му) способу спасения ступени РН ($j \in \overline{0; \text{N}}$), $j = 0$ означает отсутствие системы спасения ступени.

В конечном счете, $\overline{m_{\text{сс}\,j}}$ будет представлять собой совокупность масс всех элементов конструкции системы спасения ступени РН (аэродинамические и газовые рули, дополнительные баки и баллоны, посадочные модули и т. д.), массу дополнительного запаса топлива, необходимого для осуществления тормозного импульса или маневра. И в таком случае задача, связанная с распределением масс внутри заданного (рассчитанного) значения $\overline{m_{\text{сс}\,j}}$, выходит за границы проводимых исследований и может быть решена только на этапе эскизного проектирования системы спасения ступени РН.

2) составление массового уравнения РН (для тандемной схемы):

$$m_0 = \frac{m_{\text{пн}}}{(1-\overline{m_{\text{нб}\,1}}-\gamma_{\text{ду}1}\varphi_{01}-a_1\overline{m_{\text{т}\,1}}-\overline{m_{\text{сс}\,j}})\cdot(1-\overline{m_{\text{нб}\,2}}-\gamma_{\text{ду}2}\varphi_{02}-a_2\overline{m_{\text{т}\,2}})}. \qquad (1)$$

В выражении (1) a_1, a_2 – коэффициенты, определяемые с помощью выражения (2), символом «–» над выражениями масс (пункт 4, раздел «Постановка задачи») обозначены значения отношения соответствующих масс к m_{0i} – начальной массе i-й субракеты.

$$\begin{cases} a_1 = \left(1+\varepsilon_{\text{гар}1}+\varepsilon_{\text{ост}1}\right)\left[1+\dfrac{K_{m1}\xi_{\text{ок}1}+\xi_{\text{г}1}}{K_{m1}+1}\right] \\ a_2 = \left(1+\varepsilon_{\text{гар}2}+\varepsilon_{\text{ост}2}\right)\left[1+\dfrac{K_{m2}\xi_{\text{ок}2}+\xi_{\text{г}2}}{K_{m2}+1}\right] \end{cases}, \qquad (2)$$

где $\varepsilon_{\text{гар}i}$ – коэффициент гарантированного запаса топлива ступени;

$\varepsilon_{\text{ост}i}$ – коэффициент остатка незабора топлива ступени;

K_{mi} – соотношение компонентов топлива для ДУ ступени;

$\xi_{\text{ок}i}$ – коэффициент конструкции бакового отсека окислителя (отношение массы конструкции бака к массе окислителя, размещенного в нем);

$\xi_{\text{г}i}$ – коэффициент конструкции бакового отсека горючего;

i – номер ступени РН ($i \in \{1; 2\}$).

Значения проектных параметров для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), работающих на определенных КРТ, можно взять из соответствующей справочной литературы, например из [3]. Для примера в табл. 1 приведены значения для ЖРД первой и второй ступеней РН на КРТ – жидкий кислород и керосин [2].

Таблица 1

Проектные параметры ЖРД для двухступенчатой РН на компонентах ракетного топлива жидкий кислород – керосин

№ ступени	K_{mi}	$\overline{m_{\text{нб}\,i}}$	$\gamma_{\text{ду}\,i}$	$\varepsilon_{\text{гар}\,i}$	$\varepsilon_{\text{ост}i}$	$\xi_{\text{ок}i}$	$\xi_{\text{г}i}$
1	2,6–2,7	0,02–0,025	0,012–0,013	0,005	0,0013	0,035–0,04	0,04–0,05
2	2,6–2,7	0,03–0,035	0,015–0,02	0,01	0,0014–0,0015	0,035–0,04	0,05–0,06

3) расчет значений $m_{\text{пн}}\left(\overline{m_{\text{сс}\,j}}\right)$ с использованием уравнения (1), в качестве m_0 для $j \geq 1$ берется значение, рассчитанное при $j = 0$;

4) проведение проверочного расчета баллистического расчета для оценки достижимости заданной высоты (H) орбиты выведения ПН РН;

5) проведение оценочных расчетов максимальных значений продольной перегрузки ($n_{x\,j}^{\max}$) и конвективного теплового потока ($q_{\text{к}\,j}^{\max}$) к конструкции РН для каждого из вариантов [5]:

$$\begin{cases} n_{x\,j}^{\max} = -\dfrac{15\cdot\theta_{\text{вх}\,j}}{\text{e}}\sqrt{H_{1j}\lambda} \\ q_{\text{к}j}^{\max} = \dfrac{105\,y_j^{\,0,8}\text{e}^{-3.19x}}{r_{1j}^{\,0.2}\left(c_{xj}S_j/m_{\text{сс}\,j}\right)^{0.8}}\left[\dfrac{\text{кДж}}{\text{м}^2\cdot\text{с}}\right] \end{cases}, \tag{3}$$

где λ – логарифмический градиент плотности атмосферы Земли;

$\theta_{\text{вх}j}$, H_{1j} – угол наклона вектора скорости (в рад) и высота после отделения и стабилизации ступени соответственно (в км);

y_j – соответствует выражению $\dfrac{c_x S}{m_{\text{сс}}}\sqrt{\dfrac{H_{1j}\rho}{\lambda}}$;

ρ – плотность атмосферы, имеющая зависимость от высоты в виде $\rho_0\cdot\text{e}^{-\lambda H}$;

x – соответствует выражению $\ln\left(V/V_{\text{кр}}\right)$;

r_{1j} – радиус участка возвращаемой ступени, направленный навстречу потоку;

c_{xj} – коэффициент лобового сопротивления возвращаемой ступени;

S_j – площадь миделя конструкции возвращаемой ступени;

6) выбор конкретного способа спасения первой ступени РН, на основе анализа значений $m_{\text{пн}}\left(\overline{m_{\text{сс}\,j}}\right)$, $n_{x\,j}^{\max}$ и $q_{\text{к}\,j}^{\max}$, а именно:

$$m_{\text{пн}}\left(\overline{m_{\text{сс}\,j}}\right)\to\max \Leftarrow \begin{cases} n_{x\,j}^{\max}\to\min \\ q_{\text{к}\,j}^{\max}\to\min \end{cases}. \tag{4}$$

Однако условие (4) не может быть выполнено полностью. Поэтому выбор окончательного способа спасения первой ступени РН, а, следовательно, установление значения $\overline{m_{\text{сс}\,j}}$ остается за лицом, принимающим решение о разработке данного изделия, либо может быть ограничено требованием по значениям $m_{\text{пн}}$ и m_0 из технического задания на разработку РН.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ И ВЫВОДЫ

Для проведения энергомассового анализа двухступенчатой РН, оборудованной системой спасения, с использованием разработанной методики были приняты исходные данные, представленные в табл. 1, 2.

Таблица 2

Исходные данные по основным проектным параметрам РН

№ ступени	φ_{0i}	$I_{\text{уд}i}^{\text{з}}$, м/с	$\overline{m_{\text{т}\,i}}$	$\overline{m_{\text{сс}\,1}}$	$\overline{m_{\text{сс}\,2}}$	$\overline{m_{\text{сс}\,3}}$	$m_{\text{пн}0}$, т	H, км
1	1,4	3030	0,77	0,015	0,043	0,077	13,4	200
2	1,05	3030	0,7	–	–	–		

Результаты расчетов с использованием выражения (1) показали, что стартовая масса РН, у которой отсутствует система спасения, равна $m_0 = 487$ т. Для РН, оснащенной системой

спасения первой ступени, для расчетов, принималось, что $m_0 \approx \text{const}$. В связи с этим, для способов спасения первой ступени ($j = 1, 2, 3$), получились различными значения $m_{\text{пн}}\left(\overline{m_{\text{сс}\,j}}\right)$ при одинаковых исходных данных. Рассчитанные значения массы полезной нагрузки для $j = 1, 2, 3$ равны 12,6 т, 10,9 т и 8,85 т соответственно.

Однако, если рассмотреть РН «Falcon-9», оснащенную системой спасения первой ступени, параметры которой представлены в работе [4], то по результатам расчетов и представленным в работе [4] данным имеется ряд различий. Значения снижения $m_{\text{пн}}\left(\overline{m_{\text{сс}\,j}}\right)$ по сравнению с $m_{\text{пн}0}$ для РН «Falcon-9» и РН с выбранными проектными параметрами (табл. 1, 2) в процентном отношении к $m_{\text{пн}0}$ представлены в табл. 3.

Таблица 3

Масса ПН для РН , оборудованных системой спасения первой ступени

РН	Способ спасения первой ступени								
	$j = 1$			$j = 2$			$j = 3$		
	$m_{\text{пн}}$	$n_{x\,j}^{\max}$	$q_{\text{к}\,j}^{\max}$, кДж/м^{2}с	$m_{\text{пн}}$	$n_{x\,j}^{\max}$	$q_{\text{к}\,j}^{\max}$, кДж/м^{2}с	$m_{\text{пн}}$	$n_{x\,j}^{\max}$	$q_{\text{к}\,j}^{\max}$, кДж/м^{2}с
Модельная РН	–6%	28,1	414	–18,7%	24,3	98,8	–34%	5,9	195,5
Falcon-9	–9%	–	398	–23%	–	92,2	–39%	–	184,4

В табл. 3 также представлены результаты расчета максимальных значений продольной перегрузки и конвективного теплового потока к поверхности первой ступени РН. А также приведены для сравнительного анализа значения $q_{\text{к}\,j}^{\max}$ для РН «Falcon-9» [3] в точке торможения с радиусом миделева сечения, равным 1 м.

Как видно из табл. 3, значения $m_{\text{пн}}$, и $n_{x\,j}^{\max}$ для «Falcon-9» и выбранной в статье РН отличаются друг от друга. Однако менее интенсивное снижение $m_{\text{пн}}$ у модельной РН по сравнению с «Falcon-9» (при практически одинаковых проектных параметрах), связанное с более точным составлением массового уравнения (1), позволяет в итоге снизить стоимость выведения ПН на целевую орбиту.

Проведенный проверочный баллистический расчет по достижимости целевой орбиты, установленной для неспасаемого варианта ступени РН, показал, что при использовании способа, соответствующего $j = 3$ ($\overline{m_{\text{сс}\,3}}$), при одних и тех же заданных проектных параметрах, РН, оснащенная системой спасения первой ступени, не способна вывести рассчитанную $m_{\text{пн}}\left(\overline{m_{\text{сс}\,3}}\right)$ на орбиту высотой *H*. Это становится возможным если уменьшить массу выводимой ПН относительно $m_{\text{пн}}\left(\overline{m_{\text{сс}\,3}}\right)$, или установить на первую (вторую) ступень ДУ, имеющую более высокие значения начальной тяговооруженности по сравнению с проектными параметрами, приведенными в табл. 2.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная методика проведения энергомассового анализа двухступенчатой РН, оборудованной системой спасения, позволяет в первом приближении оценить относительную массу системы спасения РН при жестких ограничениях на стартовую массу РН и массу выводимой ПН на заданную целевую орбиту.

Список используемых источников

1. *Советкин Ю.А.*, *Щербина Д.В.* Оценка технико-экономической эффективности разработки ракет-носителей с многоразовыми блоками первых ступеней // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2010. – № 1(21). – С. 91–96.

2. *Шилимов В.Ф.*, *Плясунов А.А.* Проектирование ракет. Энергомассовый анализ ракет: учеб. пособие. – Ленинград: ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1982. – 80 с.

3. Термодинамические и теплофозические свойства продуктов сгорания: справочник / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дергалин, А.П. Тишин, В.А. Худяков; под ред. академика В.П. Глушко. – М.: АН СССР, 1971. – 267 с.

4. *Кузнецов Ю.Л.*, *Украинцев Д.С.* Анализ влияния схемы полета ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), 2016. – Т. 15, № 1. – С. 73–80.

5. *Аверкиев Н.Ф.*, *Жаткин А.Т.* Баллистические основы проектирования ракет-носителей : учеб. пособие. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 80 с.

6. Теория полета ракет-носителей: учебник для ввузов / Г.И. Кудин, В.П. Насонов, С.К Слёзкинский и др. – МО РФ, 1994. – 736 с.

Е.А. Прокопенко,
кандидат техн. наук;
А.В. Шевченко,
кандидат техн. наук;
С.А. Яшков,
кандидат техн. наук;

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА НА ОСНОВЕ ИМПУЛЬСНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА ВБЛИЗИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В статье рассматривается проведенный комплекс мероприятий по модернизации гиперзвуковой импульсной аэродинамической трубы ИТ-1М, имеющейся в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. Приведен сформированный состав измерительного оборудования, объединенный в единый управляющий контур, позволяющий синхронизировать процесс формирования гиперзвукового потока (число M=17) с управлением сбора измерительной информации с датчиков, установленных на модели, и камерой скоростной видеосъемки. Рассмотрена возможность создания условий для отработки технологии выдува струи газа из носовой части модели, а также измерения спектральных характеристик газа в рабочей части ИТ-1М.

Ключевые слова: импульсная аэродинамическая труба, гиперзвуковой поток, экспериментальные исследования.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время ни одно изделие ракетно-космической техники (РКТ), движение (либо часть траектории движения) которого будет осуществляться в пределах атмосферы Земли, не принимается в эксплуатацию без продувки в аэродинамических трубах. Этот процесс позволяет еще до этапа летных испытаний готового образца изделия получить с помощью лабораторной модели, представляющей собой геометрически подобный объект изделия РКТ, оценки следующих значений:

– аэродинамических характеристик модели;
– аэротермомеханических нагрузок на поверхность модели;
– газодинамических и электрофизических параметров потока вокруг модели.

Полученные оценки не в полной мере соответствуют всем режимам движения реальных изделий РКТ, однако их значения позволяют определить критические значения некоторых параметров, оказывающих существенное влияние на тактико-технические характеристики изделия в целом, что, в свою очередь, способствует заблаговременной разработке комплекса мер по достижению заданных тактико-технических требований в части требований по назначению и воздействию факторов окружающей среды и позволяет снизить общие затраты на разработку нового изделия РКТ.

Таким образом, развитие лабораторно-экспериментальной базы для проведения исследований модели изделия РКТ при обтекании ее потоком газа с параметрами, советующими режимам движения в атмосфере Земли, является актуальной задачей.

ОПИСАНИЕ УСТАНОВКИ ИТ-1М

Импульсная гиперзвуковая аэродинамическая труба ИТ-1М предназначена:

– для исследования картин обтекания моделей гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА);
– для определения сил, действующих на модели;

– для исследования распределения давления на поверхности моделей;

– для исследования тепловых потоков к поверхности моделей.

Принцип работы аэродинамической трубы основан на истечении нагретого газа через сверхзвуковое коническое сопло в рабочую часть посредством воздействия импульсным электрическим разрядом на находящийся в камере высокого давления газ. Схема ИТ-1М, отражающая принцип действия аэродинамической трубы и состав ее основных элементов, представлена на рис. 1.

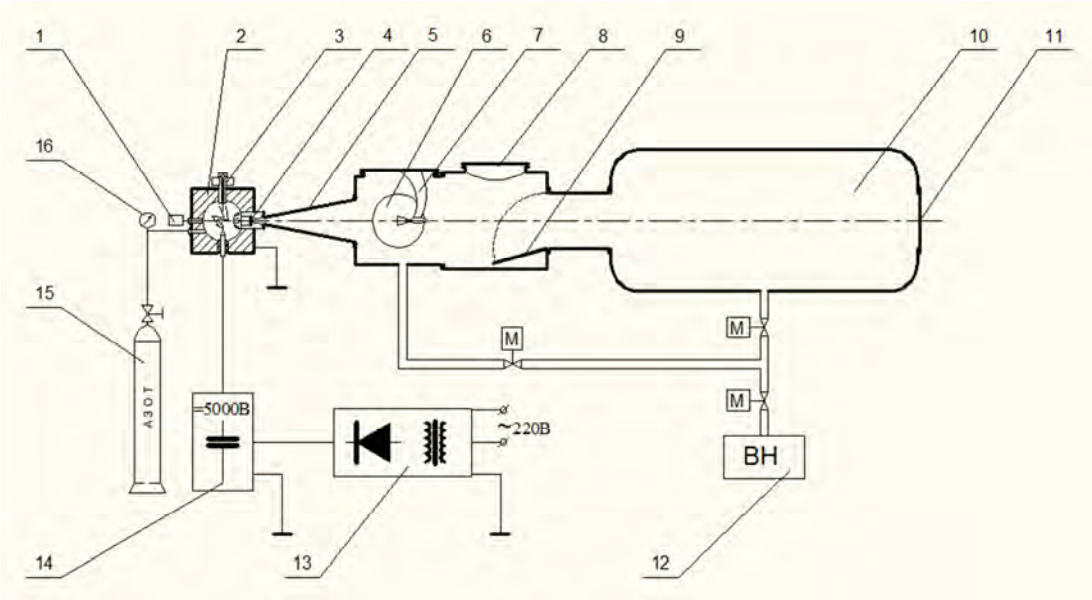


Рис. 1. Принципиальная схема аэродинамической трубы ИТ-1М:
1 – датчик давления; 2 – разрядная камера; 3 – подвижный электрод; 4 – вольфрамовая сопловая вставка с разрывной мембраной; 5 – сопло; 6 – иллюминатор; 7 – державка с моделью; 8 – рабочая часть; 9 – клапан с электрическим приводом; 10 – вакуумная емкость; 11 – гермолюк; 12 – вакуумный насос; 13 – зарядное устройство; 14 – блок конденсаторных батарей; 15 – баллон с рабочим газом; 16 – неподвижный электрод; 17 – манометр

ИТ-1М обладает следующими техническими характеристиками:

– рабочая часть цилиндрическая с габаритными размерами: Ø500×500 мм;

– сверхзвуковое сопло коническое, угол раствора $\theta=15^{o}$, диаметр критического сечения $d_{кр}$=2 мм, диаметр среза сопла $d_{а}$=200 мм;

– объем разрядной камеры W=100 см^3;

– электрическая емкость батареи конденсаторов 5600 мкФ, напряжение 5000 В;

– рабочий газ: азот;

– начальное давление в разрядной камере перед пуском $p_{н}=90–150\cdot10^5$ Па;

– начальное статическое давление в рабочей части перед пуском $p_{\infty}\approx40–50$ Па;

– параметры в разрядной камере при пуске: давление $p_{01}\approx1200\cdot10^5$ Па, температура $T_{01}\approx3000$ К;

ИТ-1М позволяет получить гиперзвуковой поток со следующими параметрами:

– реализуемое число Маха потока M=15–18;

– давление торможения за прямым скачком уплотнения в критической точке на поверхности модели $p_{02}\approx0{,}18\ 10^5$ Па;

– продолжительность установившегося течения (квазистационарного) до $\tau_{п}\approx20$ мс;

– среднее время междупусковой подготовки составляет около 30 мин;

– число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам невозмущенного потока и характерному размеру $l=10^{-2}$ м, $\mathrm{Re}_l=(0{,}8-1{,}5)\cdot10^4$.

Создаваемый ИТ-1М поток с указанными выше параметрами аналогичен газовому потоку, обтекающему ГЛА, движущемуся со скоростью *M*=17 на высоте 50–60 км.

Установки с принципом работы, аналогичным ИТ-1М, и позволяющие получить скорости потока с *M*=14–20 имеются в ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского, ИТПМ имени С.А. Христиановича и в ИПМех РАН. Существуют еще гиперзвуковые аэродинамические трубы адиабатного сжатия, обеспечивающие более продолжительный режим квазистационарного течения с гиперзвуковыми скоростями потока, которые расположены в ЦНИИМаш и ИТПМ имени С.А. Христиановича. Однако запуск и эксплуатация таких труб является очень дорогостоящим мероприятием и требует высокой квалификации обслуживающего персонала.

ОБОРУДОВАНИЕ И ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ АППАРАТУРА

В ходе проведения эксперимента измерению подлежат значения следующих физических величин:

– абсолютного давления вдоль поверхности модели;
– абсолютного давления в донной области;
– теплового потока на поверхности модели;
– давления и температуры торможения;
– расхода и давления газа, выдуваемого из носовой части моделей.

А также существует возможность определения структуры потока для установления степени неоднородности в нем. Для этого был сформирован нижеперечисленный состав оборудования и измерительной аппаратуры.

1. Шлирен-теневой прибор ИАБ-451 с лазерным и светодиодным осветителями (λ=535 нм) и цифровой видеокамерой SONY RX100M4 с частотой съемки 1000 кадров/с разрешением кадра 1244×420 пикселей.
2. Тензометрический датчик давления в разрядной камере.
3. Датчики давления на поверхности модели:
   – преобразователи абсолютного давления МСИДАТ КОН-63-0,4-ДА с кремниевым чувствительным элементом и модулем температурной компенсации;
   – малогабаритные датчики индуктивного типа ДМИ.
4. Преобразователь абсолютного давления и температуры МСИДАТ БАЛТ 63-0,4-ДАТ.
5. Термопарные калориметры для определения тепловых потоков, самостоятельно изготовленные в лаборатории.
6. Цифровой термометр Greisinger GTH 1150C с образцовой термопарой для тарировки калориметрических датчиков.
7. Поверхностный зонд B+B Thermo-Technik с навинчиваемым датчиком K-типа.
8. Регулятор расхода газа (РРГ-12), применяемый для регулировки расхода аргона, выдуваемого из носовой части моделей.
9. Регулятор расхода аргона АР-10-КР1-м, предназначенный для подачи на вход РРГ-12 аргона с необходимыми значениями избыточного давления.
10. Инфракрасный термометр VOLTCRAFT IR-1200-50D для однократного измерения температуры в какой-либо точке поверхности модели за время $\tau_п$.
11. Тензоусилитель «Топаз-3».
12. Четырехканальный цифровой осциллограф Tektronix TDS 2024C.
13. Аналогово-цифровой преобразователь (АЦП) L-CARD LTR-212 с 32 однополюсными каналами с максимальной частотой опроса, равной 18 кГц/канал.
14. Ноутбук HP Probook 450 G4, являющийся основным устройством управления и сбора данных с датчиков и видеокамеры.
15. Генератор задержки импульсов, на который получен патент на полезную модель [1].
16. Контроллер Arduino Uno.

17. Кабель – экранированная витая пара Hyperline на 20 медных жил, спаянных одним концом с герморазъемом типа ШР, а другим – с разъемом DB-37F-increaser.
18. Баллоны: с азотом особой чистоты – 40 л, с аргоном марки 4.8(Ar) – 10 л.
19. Спектрограф FT-150/12.

Схема измерительно-управляющей системы (ИУС) ИТ-1М изображена на рис. 2.

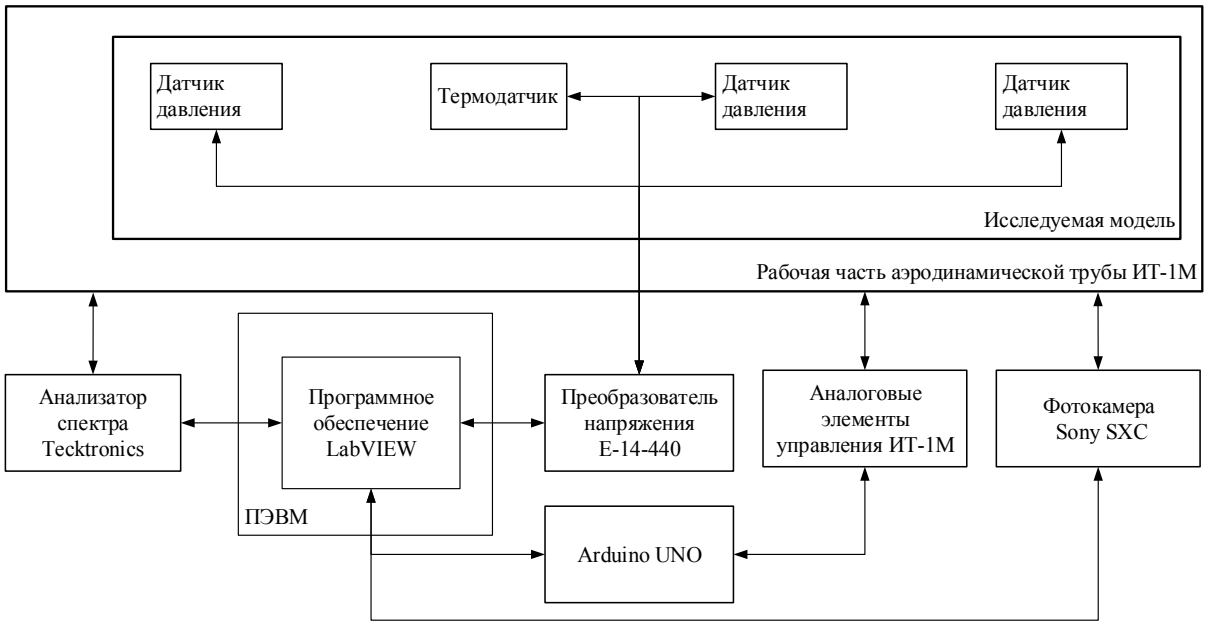


Рис. 2. Структурная схема ИУС гиперзвуковой аэродинамической трубы ИТ-1М

Программное обеспечение разработано в среде графического программирования LabVIEW. Интерфейс измерительной части давления вдоль поверхности модели ГЛА и температуры торможения представлен на рис. 3.

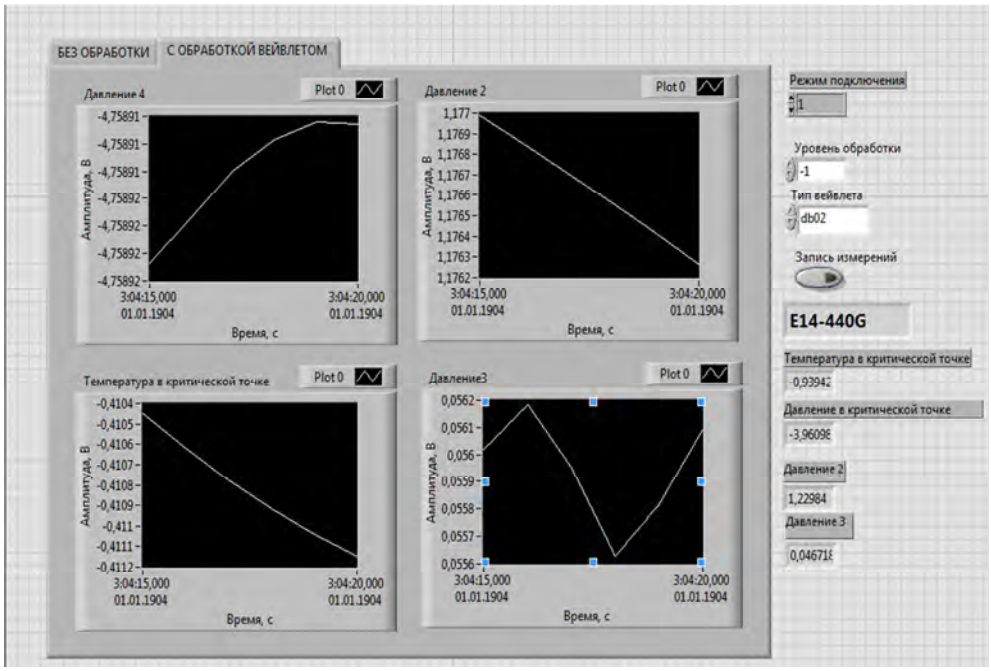


Рис. 3. Пример интерфейсной части программно-аппаратного комплекса ИТ-1М

Модели ГЛА ввиду кратковременного воздействия на их поверхность тепловых потоков изготавливаются на 3D-принтере «Зверь 3.0 PRO» по технологии FMD (Fused Deposition Modeling – метод послойного наплавления или экструзии пластика).

Модель ГЛА устанавливается в рабочую часть ИТ-1М путем крепления к верхней крышке рабочей области ИТ-1М с помощью кронштейна, позволяющего располагать модель под различными углами атаки к потоку. Фронтальная часть кронштейна конструктивно изготовлена таким образом (в виде лезвия ножа), чтобы не создавать дополнительных возмущений в потоке. Модель с кронштейном соединяется с помощью полого цилиндрического стрежня (державка), внутри которого проходит вся коммуникационная арматура.

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗМЕРЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ГЛА

Измерение давления в разрядной камере ИТ-1М производится с помощью тензометрического датчика давления. Для тарировки датчика давления в разрядной камере ИТ-1М используется масляный пресс, на котором датчик давления ступенчато нагружается различным по величине давлением [2]. При этом для каждого значения давления на цифровом осциллографе Tektronix TDS 2012B производится запись отклонения луча. По результатам тарировки строится график зависимости отклонения луча от давления в корпусе датчика и рассчитывается тарировочный коэффициент, значение которого для данного датчика равно 4 атм/мВ. Зависимость отклонения луча от давления обязательно должна быть линейной. Отсутствие линейной зависимости свидетельствует о неплотности наклейки тензорезистора. На рис. 4 представлены данные измерения разности потенциалов на концах тензомоста датчика давления в разрядной камере, при этом давление в баллоне с азотом равно 130 атм.

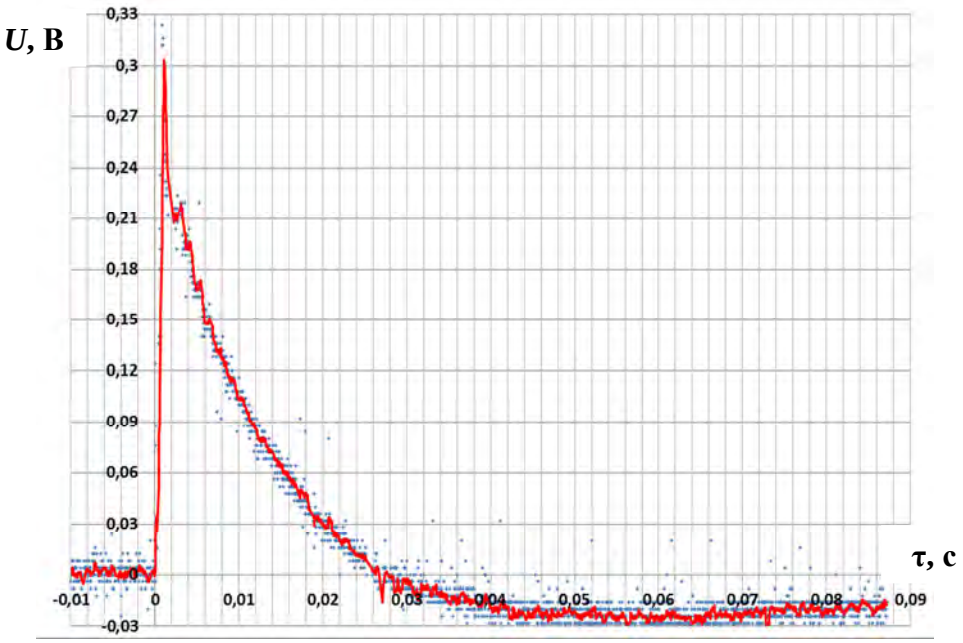


Рис. 4. Осциллограмма напряжения на концах измерительной диагонали тензомоста датчика давления в разрядной камере ИТ-1М: точки – значения на осциллографе; сплошная линия – отфильтрованная зависимость

Измерение давления на поверхности модели ГЛА осуществляется с помощью датчиков давления МСИДАТ БАЛТ 63-0,4-ДА и БАЛТ 40-0,4-ДА, которые установлены чувствительным элементом заподлицо с поверхностью модели, вдоль одной образующей. В дополнитель-

ной тарировке эти датчики не нуждаются, так как она была уже выполнена на предприятии-изготовителе, а тарировочная характеристика приведена в паспорте на каждый датчик.

В качестве датчиков измерения значений тепловых потоков используются калориметры. Они представляют собой термопару из хромель-копелевой проволоки, к «горячему» спаю которой приварен медный диск диаметром $d_{мд} = 2{,}9$ мм и толщиной $\delta_{мд} = 0{,}09$ мм. «Холодные» концы термопары размещаются внутри модели, они соединены кабелем с АЦП. Таким образом, зная изменение температуры калориметра за некий промежуток времени, возможно рассчитать тепловой поток в данной точке модели. При наличии на поверхности модели нескольких датчиков (в соответствии с количеством свободных каналов АЦП) происходит регистрация распределения тепловых потоков по поверхности исследуемой модели.

Тарировка калориметров производится путем погружения модели в воду заданной температуры с одновременной записью показаний на АЦП и на экране цифрового термометра с образцовой термопарой. Далее строится график изменения термо-ЭДС калориметра при изменении температуры $U(\Delta T)$.

Удельный тепловой поток к поверхности определяется из выражения

$$q = \rho C_p \delta_{мд} \frac{\Delta T}{\Delta \tau},$$

где ρ – плотность материала диска (для меди ρ=8933 кг/м^3);
C_p – удельная теплоемкость материала диска (для меди C_p=381 Дж/кг·К);
T – температура поверхности диска калориметра, К;
τ – время измерения ΔT (причем $\tau < \tau_п$), с.

Для корректного получения экспериментальных данных необходимо все измерения проводить в системе единого времени и за один такт измерений при пуске аэродинамической трубы ИТ-1М. Дополнительно необходимо обеспечить стабильность значений измеряемых величин, таких как число Маха – M_∞, давление – p_∞, температура – T_∞ в невозмущенном потоке, при серии пусков ИТ-1М (в пределах допустимой систематической погрешности измерений).

Число Маха в невозмущенном потоке (M_∞) перед моделью определяется с помощью выражения [3]

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \frac{\dfrac{2k_р}{k_р+1} M_\infty^2 - \dfrac{k_р-1}{k_р+1}}{\left[\dfrac{4k_р}{(k_р+1)^2} - \dfrac{2(k_р-1)}{(k_р+1)^2 M_\infty^2}\right]^{\frac{k_р}{k_р-1}} \cdot \left(1 + \dfrac{k_р-1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{k_р}{k_р-1}}},$$

где $k_р$ – показатель адиабаты азота в разрядной камере, например, при $T_р$=298 К $k_р$=1,4, а при $T_р$=1500 К $k_р$=1,305. Для расчета значения $T_р$ следует воспользоваться уравнением состояния идеального газа, в качестве значений плотности газа можно принять соответствующее значение для азота, находящегося в баллоне.

Для создания условий, при которых происходит унос абляционного слоя с поверхности модели, а также для формирования плазмы различного содержания достаточно создать выдув из носовой части ГЛА либо некой аэрозоли с металлическими присадками, либо газа с низким потенциалом ионизации. В данной публикации описывается ситуация, когда в качестве выдуваемого инертного газа выбран Ar, выдув аэрозольной смеси вообще не рассматривается. Аргон выбран исходя из следующих обстоятельств: во-первых, он входит в состав газовой смеси воздуха (его объемное содержание составляет около 0,94 %); во-вторых, он имеет невысокий потенциал ионизации – 15,76 эВ и, в-третьих, Ar – газ одноатомный, поэтому при высоких температурах не происходит его диссоциация, а проходит в основном только реакция ионизации. Для выдува Ar может быть использована установка, схема кото-

рой приведена на рис. 5. Крепление выходного штуцера в носовой части модели ГЛА должно производиться только после демонтажа датчика МСИДАТ БАЛТ 63-0,4-ДАТ. Это обстоятельство не позволяет при такой постановке эксперимента проводить измерения значения давления торможения и теплового потока в носовой критической точке модели. Однако с учетом несущественных ограничений, проведя серию опытов и выявив соответствующие закономерности, можно установить, что значение давления прямо пропорционально давлению в баллоне с азотом и может быть получено путем аппроксимации экспериментальных данных. Регулятор АР-10-КР1-м, входящий в схему (рис. 5), необходим для задания необходимого давления на входе РРГ-12 со значением, близким к давлению торможения потока, но не превышающим 0,3 МПа. В том числе на АР-10-КР1-м возложена дополнительная функция по проверке работоспособности РРГ-12 без потока внутри ИТ-1М. В настоящее время производится комплекс отладочных работ по вводу в эксплуатацию установки для выдува аргона.

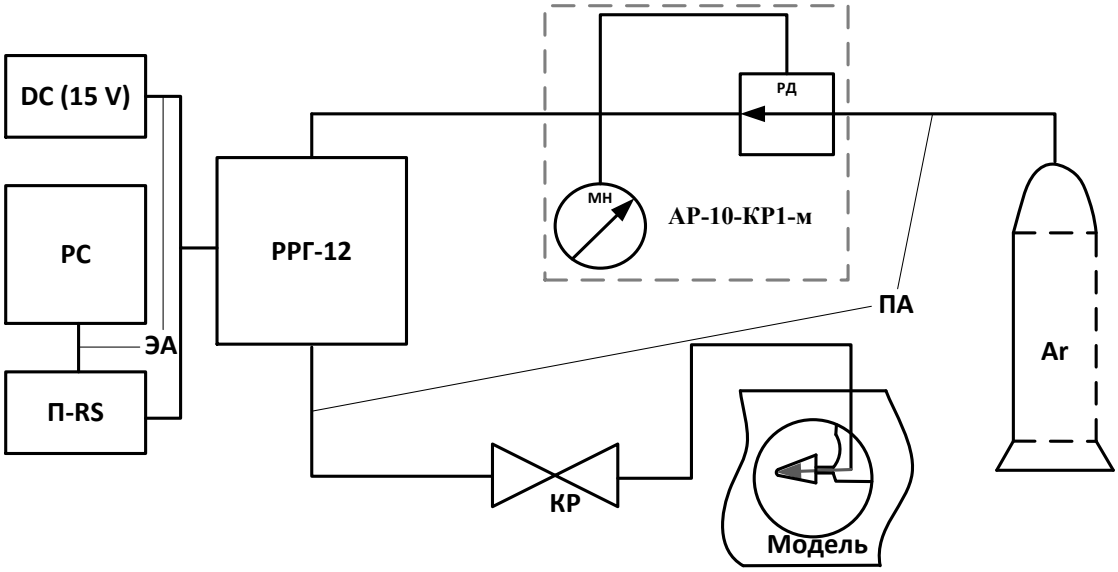


Рис. 5. Принципиальная схема установки для выдува аргона из носовой части модели ГЛА: Ar – баллон с аргоном; ПА – пневмоарматура; МН и РД – манометр и редуктор в составе регулятора АР-10-КР1-м; DC (15 V) – источник питания постоянного напряжения 15 В; PC – ноутбук; П-RS – преобразователь интерфейсов из RS-485 в RS-282; КР – запорный вентиль; Модель – модель ГЛА, установленная на державке внутри рабочей камеры ИТ-1М, с подведенной к ней ПА для выдува аргона

Для оценки состава плазмы, формирующейся в рабочей части ИТ-1М, был использован спектрограф FT-150/12, изготовленный в СПбГЭТУ «ЛЭТИ» по специальному заказу для ФТИ им. А.Ф. Иоффе. Как видно из рис. 6, максимум спектральных линий приходится на длину волны, равную приблизительно 345 нм, что соответствует спектру излучения молекулярного азота. Поэтому вклад продуктов сгорания подвижного электрода в разрядной камере в состав плазмы можно считать несущественным.

При обтекании различных моделей ГЛА потоком азота можно наблюдать картины обтекания (рис. 7), которые фиксируются видеокамерой SONY RX100M4. Время начала съемки синхронизировано со временем пуска ИТ-1М. Следовательно, отследив по осциллограмме давления в разрядной камере (как на рис. 4) начало и конец квазистационарного процесса обтекания модели и произведя покадровую развертку снятого видеофайла, имеется возможность установить соответствие между конкретным кадром и временным интервалом процесса.

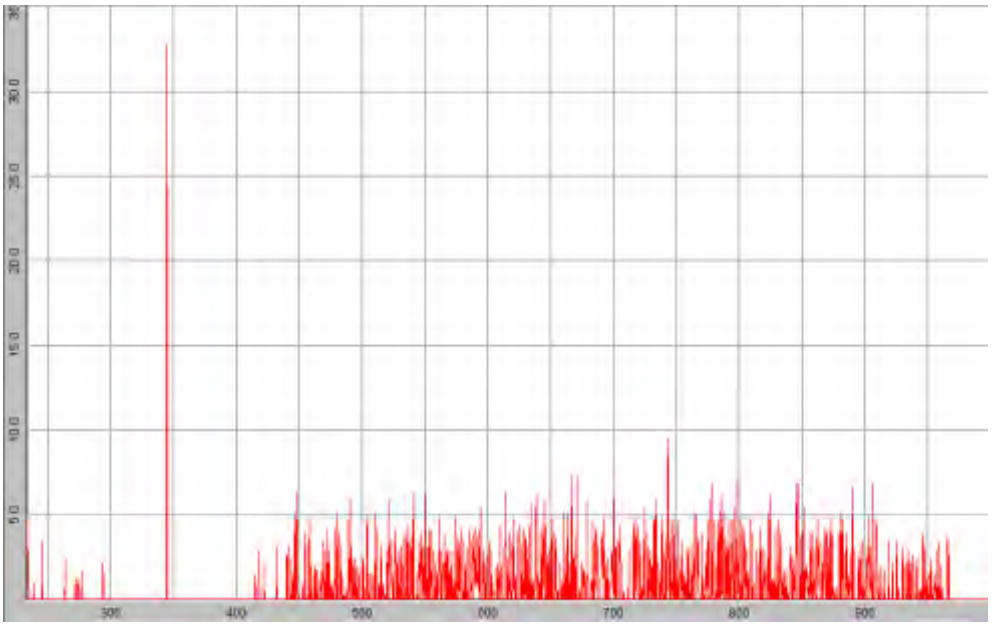


Рис. 6. Спектрограмма невозмущенного потока вблизи модели ГЛА: по оси абсцисс указана длины волны спектральных линий (в нм); а по оси ординат – уровни мощности излучения (в дБ)

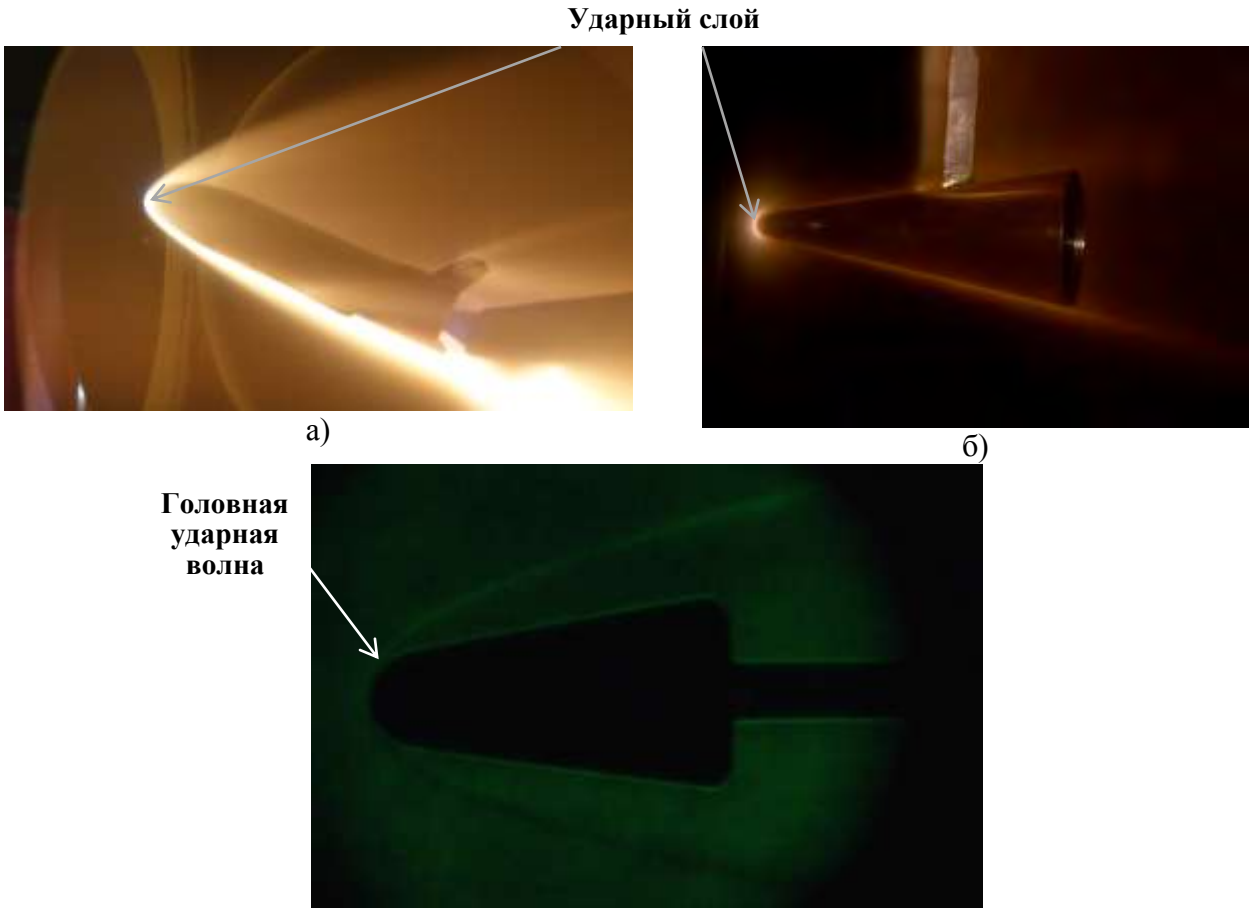


Рис. 7. Фотографии обтекания моделей в ИТ-1М гиперзвуковым потоком: а, б – в видимом световом спектре; в – выполненная шлирен-теневым методом (τ=10 мс)

На рис. 7,а модель ГЛА установлена под ненулевым углом атаки к потоку и имеет значение отношения радиуса носового затупления к радиусу миделева сечения, равное $\bar{r} \approx 1$. А на рис. 7,б в виде модели ГЛА использован острый конус с $\bar{r} = 0{,}05$, причем модель установлена под нулевым углом атаки к потоку. Из рис. 7,а и 7,б видно, что интенсивность свечения и толщина плазменных образований в ударном слое потока, для различной степени затупления носовой части модели ГЛА имеет отличия. Изображение, приведенное на рис. 7,в, дополнительно подтверждает зависимость между $\bar{r}$ и толщиной пограничного слоя вдоль поверхности тела, при этом начальный участок пограничного слоя в основном состоит из плазмы.

Отработанная технология измерения газодинамических параметров ГЛА позволит в дальнейшем получать экспериментальные значения газодинамических характеристик в зависимости от геометрии модели ГЛА и числа Маха. Это обстоятельство дает возможность расширять (при необходимости и верифицировать) состав существующих математических моделей, например описывающих процессы формирования и развития плазменных образований вокруг моделей, обтекаемых гиперзвуковыми потоками [4].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенная модернизация оборудования и измерительной аппаратуры импульсной трубы ИТ-1М, а также отработка методики проведения эксперимента на ней позволили создать необходимый задел для создания лабораторного комплекса по исследованию процессов гиперзвукового обтекания моделей ГЛА, соответствующего параметрам потока для высоты движения 50–60 км в атмосфере Земли. Однако программный комплекс ИУС для экспериментальных исследований аэродинамических характеристик моделей ГЛА нуждается в дальнейшей наладке и отработке, что может потребовать многократных пусков ИТ-1М и последующего анализа получаемой измерительной информации.

Намечены пути следующего этапа модернизации ИТ-1М в части внесения корректив в состав измерительной аппаратуры. Это касается экспериментальной отработки методов измерения характеристик низкотемпературной плазмы, создаваемой газовым потоком. Предполагается приобретение и установка цилиндрических зондов Ленгмюра – Мотта – Смита для определения концентрации электронов и электронной температуры в плазме и аналоговых датчиков Холла, предназначенных для измерения напряженности магнитного поля, создаваемого плазмой вблизи поверхности модели.

Представленные результаты получены в рамках программы научных исследований по гранту Президента Российской Федерации МК-2902.2017.8.

Список используемых источников

1. Пат. 167194 U1 Рос. Федерация. Генератор задержки импульсов / Прокопенко Е.А., Мороз А.В., Савищенко Н.П., Калашников С.Д.; заявитель ФГКОУ ВПО «ВКА им. А.Ф. Можайского»; патентообладатель: ФГКОУ ВПО «ВКА им. А.Ф .Можайского», Министерство обороны Рос. Федерации. – № 2016118902/08; заявл. 16.05.2016; опубл. 27.12.2016, Бюл. № 36. – 2 с.

2. *Харитонов А.М.* Техника и методы аэрофизического эксперимента: учебник. – Новосибирск: изд-во НГТУ, 2007. – Ч.2: Методы и средства аэрофизических измерений. – 456 с.

3. Аэрогидромеханика: учебник / И.Г. Грачёв, А.С. Юрьев, В.М. Низовцев и др.; под общ. ред. А.С. Юрьева. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 345 с.

4. *Прокопенко Е.А., Пирогов С.Ю.* Исследование отражения радиоволн от плазменной области в следе за осесимметричным телом, движущимся в атмосфере Земли // Космические исследования. – 2018. – Т. 56, № 3. – С. 218–227.

В.Ф. Алексеев,
доктор техн. наук, доцент;
В.Ю. Андриевская,
кандидат физико-математических наук, доцент;
А.В. Прокофьев,
кандидат техн. наук

КОНЦЕПЦИЯ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ В ОБЛАСТИ ТОПОГЕОДЕЗИЧЕСКОГО И НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЙСК

В статье изложена концепция развития факультета топогеодезического обеспечения и картографии, которая позволяет существенно повысить квалификацию научно-педагогических работников, качество подготовки выпускников, а также привести учебно-материальную базу в соответствие с современными достижениями науки и техники.

Ключевые слова: концепция, кадры, подготовка, специалисты.

Топогеодезическое и навигационное обеспечение является одним из основных видов стратегического (оперативного) обеспечения объединений, соединений и воинских частей Вооруженных Сил Российской Федерации. Оно организуется и проводится в целях своевременного доведения до штабов и войск точной и достоверной геопространственной информации, необходимой для изучения и оценки местности при принятии решений, планировании и ведении операций (боевых действий), организации взаимодействия и управления войсками, а также для эффективного применения систем оружия и военной техники [1].

Топогеодезическое и навигационное обеспечение предусматривает решение следующих задач:

– создание, обновление, накопление запасов топографических карт, каталогов геодезических и гравиметрических пунктов, доведение их до штабов и войск;

– изготовление, накопление и создание фондов цифровых и электронных карт и других средств цифровой информации о местности и обеспечение ими автоматизированных систем управления войсками и оружием;

– подготовку исходных геодезической и гравиметрической основ для обеспечения пусков ракет, полетов авиации, стрельбы артиллерии и боевого применения радиотехнических комплексов различного предназначения;

– изготовление специальных карт, фотодокументов местности и других средств геопространственной и топогеодезической информации, обеспечение ими войск;

– издание графических боевых документов;

– выполнение геодезических и картографических работ федерального назначения в интересах развития военной инфраструктуры геопространственных данных.

Рассмотрим концепцию развития факультета топогеодезического обеспечения и картографии. В настоящее время подготовка специалистов для решения задач топогеодезического и навигационного обеспечения войск возложена на факультет топогеодезического обеспечения и картографии Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского. Обучение курсантов на факультете осуществляется по основной профессиональной образовательной программе высшего образования – программе специалитета по специальности «Военная картография» [2]. Данная специальность включает три специализации, по которым готовятся выпускники: «Астрономогеодезия», «Аэрофотогеодезия» и «Картография». Обучение ведется по программам подготовки специалистов. Анализ действующих учебных планов и про-

грамм подготовки специалистов позволяет заключить, что в целом они соответствуют задачам, решаемым Топографической службой. За время обучения в академии курсанты, обучающиеся по специализации «Астрономогеодезия», изучают методы получения исходных астрономических (3 курс), геодезических (1–5 курсы) и гравиметрических (4–5 курсы) данных для обеспечения боевого применения систем вооружений видов Вооруженных Сил и родов войск. Учебные программы предусматривают освоение как современных технологий топогеодезического обеспечения, основанных на использовании спутниковой информации, так и традиционных способов решения задач топогеодезического обеспечения войск [3].

Вместе с тем, учебные программы, реализуемые на факультете, имеют и недостатки. Основными из них являются следующие:

1. Не предусмотрена подготовка специалистов для решения задач навигации, отображения обстановки и местности в реальном масштабе времени. Под навигационным обеспечением, как правило, понимается определение с заданной точностью в реальном масштабе времени в заданной системе координат движущихся объектов и азимутов их перемещения.

2. Не предусмотрено изучение высокоточных способов астрономических определений координат пунктов и азимутов направлений. Решение данной задачи необходимо для подготовки исходных геодезических данных в интересах Ракетных войск стратегического назначения.

3. Не предусмотрено изучение методов систематизации астрономо-геодезической информации. Прежде всего, это касается современных методов обработки гравиметрических данных и создание цифровых моделей различных трансформант аномального гравитационного поля Земли.

Для приведения учебно-воспитательной работы на факультете в полное соответствие с современными и перспективными задачами, решаемыми Топографической службой [2], представляется целесообразным выполнение следующих мероприятий.

1. Разработка концепции подготовки специалистов ТС ВС РФ по трем специальностям: «Геодезия и навигация войск (сил)», «Аэрокосмическая фототопография военного назначения», «Картография и геоинформатика военного назначения». Основная научная задача при таком подходе будет связана с разработкой концепции подготовки специалистов по навигационному обеспечению войск.

При подготовке таких специалистов необходимо руководствоваться следующим основным принципом: офицеры, выполняющие задачи по топогеодезическому обеспечению, должны быть способны решать задачи навигационного обеспечения войск и, наоборот, офицеры, решающие задачи навигационного обеспечения, должны быть способны решать простейшие задачи обеспечения войск астрономо-геодезическими данными.

Для выполнения сформулированного принципа предлагается создать новую кафедру – кафедру навигационного обеспечения. В этом случае кафедра высшей геодезии будет выпускающей и ее основной задачей станет изучение методов и технологий получения астрономо-геодезических данных. На кафедре навигационного обеспечения войск будут изучаться методы определения навигационной информации.

Принять следующий алгоритм формирования у курсантов геодезической специальности военно-профессиональных навыков:

– на 1-м курсе формирование у курсантов навыков солдата Топографической службы для выполнения задач по обеспечению подразделений Сухопутных войск астрономо-геодезической и навигационной информацией;

– на 2-м курсе формирование навыков выполнения специальных задач в должности заместителя начальника геодезического расчета части Топографической службы окружного подчинения;

– на 3-м курсе формирование у курсантов навыков, необходимых начальнику геодезического расчета при выполнении задач по топогеодезическому и навигационному обеспечению Сухопутных войск, ВКС и Ракетных войск стратегического назначения;

– на 4-м курсе формирование навыков планирования и выполнения специальных задач в должности начальника геодезического отделения части Топографической службы окружного подчинения;

– на 5-м курсе формирование навыков организации мероприятий по топогеодезическому обеспечению войск в должности начальника топографической службы соединения.

Основные учебные дисциплины при обучении курсантов по специальности «Геодезия и навигация войск (сил)» приведены в таблице 1.

Таблица 1

Распределение основных учебных дисциплин

№ п/п	Наименование учебной дисциплины	Количество часов	Количество учебных единиц
1	Геодезия	144	4
2	Автоматизация топографо-геодезических работ	180	5
3	Геодезическая подготовка стратегических районов	252	6
4	Основы высшей геодезии	72	2
5	Высшая геодезия	692	19
6	Геодезическая астрономия с основами астрометрии	180	5
7	Теория математической обработки геодезических измерений	108	3
8	Метрология и стандартизация	72	2
9	Геодезическое инструментоведение	144	4
10	Гравиметрия	144	4
11	Теория фигуры Земли	108	3
12	Космическая геодезия	180	5
13	Спутниковые методы высшей геодезии	216	6
14	Аэрокосмические съемки и основы фотограмметрии	180	5
15	Общая картография	108	3
16	Геоинформационные системы	108	3
17	Военно-географическая характеристика стратегических районов	108	3
18	Современные способы навигационного обеспечения Вооруженных Сил (в том числе: основные методы решения навигационных задач, оптимальная обработка навигационной информации, инерциальные навигационные системы, интегральные навигационные системы, одометрические системы навигации)	380	11
19	Средства навигационного обеспечения войск	108	3
20	Спутниковые методы навигации (в том числе: спутниковые системы глобального позиционирования, дифференциальные подсистемы, спутниковая навигационная аппаратура и ее применение	144	4

Для повышения качества подготовки специалистов планировать проведение тактико-специальных учений на местности после каждого года обучения (за исключением выпускного курса). Замысел учений должен учитывать уровень подготовленности курсантов.

В результате освоения учебных дисциплин у выпускников должны быть сформированы следующие основные общепрофессиональные компетенции в военно-технологической и организационно-управленческой деятельности:

– способность получать астрономо-геодезические и гравиметрические данные для Земли в целом, отдельных территорий и участков земной поверхности;

– способность обрабатывать результаты аэрокосмических и наземных съемок с целью создания изображений поверхности Земли, а также отдельных территорий и участков земной поверхности;

– способность к использованию геоинформационных систем и технологий;

– способность работать в полевых и камеральных условиях по созданию, развитию и реконструкции государственных геодезических, нивелирных, гравиметрических сетей и сетей специального назначения, развиваемых в интересах войск с использованием систем глобального позиционирования;

– способность к созданию и обновлению цифровых, топографических и специальных карт по материалам аэрокосмических съемок;

– способность к метрологическому обеспечению и эксплуатации специальной техники и оборудования;

– способность планировать и организовать топографо-геодезические и картографические работы и управлять подразделением при их выполнении;

– способность планировать и организовывать боевую подготовку подразделения, вести учет, подбор и расстановку военнослужащих подразделении по штатным должностям, организовывать размещение и быт личного состава;

– способность организовать службу войск и соблюдение требований безопасности военной службы, обеспечить режим секретности и ведение служебной документации в подразделении.

Оптимальная численность обучающихся по специальности «Геодезия и навигация войск (сил)» должна быть 40 человек на каждом курсе (200 курсантов на факультете). Такая численность обучающихся способна обеспечить плановую замену офицеров Топографической службы ВС РФ, топографических служб видов ВС и родов войск и офицеров навигационного обеспечения.

Основой для алгоритма формирования военно-профессиональных навыков по специальностям «Аэрокосмическая фототопография военного назначения» и «Картография и геоинформатика военного назначения» необходимо считать существующие подходы к подготовке специалистов по специализациям «Аэрофотогеодезия» и «Картография» в рамках действующего ФГОС ВО «Военная картография».

2. Для решения задач геодезического и навигационного обеспечения войск требуется подготовка не только офицеров с высшим специальным образованием, но и прапорщиков со средним образованием. Программа подготовки прапорщиков, реализуемая в настоящее время на факультете, предусматривает обучение по специальности «Прикладная геодезия». Численность обучающихся может составлять до 10 человек на курсе (30 человек на факультете). В программу подготовки прапорщиков включены следующие основные специальные дисциплины:

1) «Геодезия»;

2) «Автоматизация топографо-геодезических работ»;

3) «Основы высшей геодезии»;

4) «Современные способы навигационного обеспечения Вооруженных Сил» (в том числе: основные методы решения навигационных задач, оптимальная обработка навигационной информации, инерциальные навигационные системы, интегральные навигационные системы, одометрические системы навигации);

5) «Геодезическая астрономия»;

6) «Метрология и стандартизация»;

7) «Средства навигационного обеспечения войск»;

8) «Гравиметрия»;

9) «Особые виды навигационного обеспечения видов ВС и родов войск»;

10) «Спутниковые методы навигации» (в том числе: спутниковые системы глобального позиционирования, дифференциальные подсистемы, спутниковая навигационная аппаратура и ее применение);

11) «Аэрокосмические съемки и основы фотограмметрии»;

12) «Геоинформационные системы военного назначения».

3. Рассмотрение возможности изменения учебной программы по дисциплине «Геодезическая астрономия с основами астрометрии» с целью изучения высокоточных способов астрономических определений. При этом необходимо обеспечить подготовку преподавательского состава по данным разделам в Главной астрономической обсерватории.

На кафедре высшей геодезии организовать ежегодное обучение и подготовку (переподготовку) одного астрономического расчета. Добиться, чтобы каждый военный округ имел не менее одного расчета, способного выполнять высокоточные астрономические измерения.

4. Совершенствование послевузовской подготовки специалистов Топографической службы. Для этого на учебной базе факультета необходимо ежегодно проводить:

– курсы по подготовке офицеров наблюдателей за космическими аппаратами (продолжительность курсов 3 месяца);

– курсы повышения квалификации для офицеров, планируемых на замещение вышестоящих должностей (продолжительность курсов 1–2 месяца);

– курсы по подготовке отдельных расчетов к выполнению наиболее сложных задач топогеодезического и навигационного обеспечения (продолжительность курсов 3–5 месяцев).

5. Оперативное внедрение в учебный процесс факультета современных достижений науки. С этой целью следует:

– обеспечить участие всех научно-педагогических работников в проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по проблемам топогеодезического и навигационного обеспечения;

– осуществить планирование испытаний новых образцов специальной техники, в том числе, и на учебной метрологической базе факультета с привлечением преподавательского состава и курсантов. На ежегодные тактико-специальные учения «Горизонт» привлекать поступающую в войска специальную технику;

– предусмотреть оперативное включение в учебный процесс факультета методик работы на новых образцах специальной техники.

6. Совершенствование учебно-материальной базы факультета. Для этого необходимо:

– развернуть на территории базы обеспечения учебного процесса академии (п. Лехтуси, Ленинградской области) топогеодезический полигон (модуль), позволяющий проводить не только большую часть учебных занятий, но и выполнять метрологическое обеспечение современной астрономо-геодезической техники;

– полностью укомплектовать учебный процесс современными образцами специальной техники, прежде всего, подвижными навигационно-геодезическими комплексами, а также приемной аппаратурой (геодезической и навигационной), работающей по сигналам спутниковых навигационных систем, электронными тахеометрами, цифровыми нивелирами, приборами автономного ориентирования (гиротеодолитами, гирокомпасами);

– наряду с топогеодезическим полигоном (модулем) академии использовать в учебном процессе и при выполнении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ геодезический полигон в г. Боровичи Новгородской области.

В результате реализации предлагаемой концепции планируется:

– повысить качество подготовки выпускников, способных решать весь комплекс задач топогеодезического и навигационного обеспечения войск;

– привести учебно-материальную базу в соответствие с современными достижениями науки и техники;

– обеспечить оперативную подготовку специалистов для решения наиболее сложных задач топогеодезического и навигационного обеспечения войск.

Список используемых источников

1. *Осипов Г.К., Козин Е.В.* Проблемы геоинформационного обеспечения систем управления современным оружием в пределах недоступных территорий и пути их решения // Информация и космос. – 2013. – № 4. – С. 25–36.

2. Разработка проектов дополнений (изменений) в федеральные государственные образовательные стандарты высшего образования: СЧ НИР «Квалификация-ВКА»: промежуточный отчет. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – 134 с.

3. *Богук Ю.М., Воронков И.Ю., Голубев М.А.* Компетентностный подход в формировании системы непрерывной подготовки военных специалистов Топографической службы Вооруженных Сил Российской Федерации // Сборник статей по итогам торжественного заседания, посвященного 200-летию Российской топографической службы. – М.: МИИГАиК, 2012. – С. 67–72.

В.Б. Вилков,
кандидат физико-математических наук, доцент
Военная академия материально-технического обеспечения
имени генерала армии А.В. Хрулёва, г. Санкт-Петербург;
Н.Б. Кунтурова,
доктор педагогических наук, доцент
Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
А.К. Черных,
доктор техн. наук, доцент
Санкт-Петербургский военный институт войск национальной гвардии
Российской Федерации, г. Санкт-Петербург

К ПРОБЛЕМЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА КАДРОВОГО НАЗНАЧЕНИЯ ВЫПУСКНИКОВ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ОРГАНИЗАЦИЙ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ СИЛОВЫХ СТРУКТУР

В статье описан подход к моделированию процесса кадрового назначения выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур на первичные офицерские должности, предложено решение задачи о кадровом назначении выпускников. Решение базируется на методах линейного программирования, теории графов, теории нечетких множеств и нечеткой логики. Приведен пример, иллюстрирующий представленные теоретические положения. Предложено естественное обобщение рассмотренной задачи.

Ключевые слова: силовые структуры, задача о кадровом назначении выпускников, оптимальный план решения задачи, нечеткое решение, нечеткие множества, нечеткая логика.

ВВЕДЕНИЕ

Вследствие увеличения темпа развития военной техники, на современном этапе возрастают требования к качеству профессиональной подготовки офицерских кадров силовых структур.

Одним из путей повышения качества процесса кадрового назначения выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур является моделирование этого процесса, который характеризуется, с одной стороны, потребностью войск в конкурентоспособных, высокопрофессионально-компетентных военных специалистах, при этом регистрируется неравномерность уровня их профессиональной подготовки, с другой – необходимостью повышения эффективности управления распределением выпускников и недостаточной разработанностью программно-методического обеспечения данного процесса.

Отсутствие единого подхода к процессу кадрового назначения выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур приводит к снижению эффективности функционирования системы подготовки в целом [1]. Поэтому моделирование процесса кадрового назначения выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур, с учетом их степени готовности к исполнению первичных профессиональных обязанностей по видам деятельности, будет способствовать обеспечению высокого качества выполнения служебных обязанностей на первичной офицерской должности, что является весьма актуальной задачей.

Решение рассматриваемой задачи о кадровом назначении выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур осуществлялось исходя из предположения о том, что информация о соответствии выпускника как виду военно-профессиональной деятельности, так и требованиям первичной офицерской должности, на которую он будет назначен, имеет нечеткий, неоднозначный характер. Поэтому несомненной новизной обладает как постановка задачи, так и подход к решению указанной задачи, основанный на использовании, с

одной стороны, аппарата теории нечетких множеств и нечеткой логики, а с другой стороны – методов линейного программирования и теории графов.

Целью исследования является подтверждение возможности и необходимости использования математического аппарата теории нечетких множеств и нечеткой логики, линейного программирования и теории графов при планировании подготовки выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур и их последующего распределения на первичные офицерские должности.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В рассматриваемом исследовании под графом $G = (V,E)$ понимается пара множеств: множество вершин V и множество ребер E [2–4]. В качестве вершин будем рассматривать: курсантов; виды профессиональной деятельности; первичные офицерские должности, а в качестве ребер: связки «выпускник – вид профессиональной деятельности» и связки «выпускник – первичная офицерская должность».

Взвешенное ребро – это ребро, которому соответствует некоторое число. Например, если ребро (u,v) означает, что выпускник u специализировался по виду профессиональной деятельности v, то его весом может быть оценка качества освоения соответствующей программы.

Трехвершинным ансамблем называется цепь, состоящая из двух ребер и содержащая три различные вершины. Трехвершинным сочетанием P в графе $G=(V, E)$ называется такое множество трехвершинных ансамблей из G, что любые два различных ансамбля из P не являются смежными, т. е. не имеют общих вершин. Если все вершины графа являются вершинами ребер рассматриваемого трехвершинного сочетания, то это сочетание называется полным.

Граф $G=(V, E)$ назовем трехдольным, по аналогии с двудольным, если множество его вершин распадается на три непересекающиеся части: V_1, V_2, V_3, при этом, если $(u,v)\in E$, то либо $u\in V_1$ и $v\in V_2$, либо $u\in V_2$ и $v\in V_3$ (рис. 1).

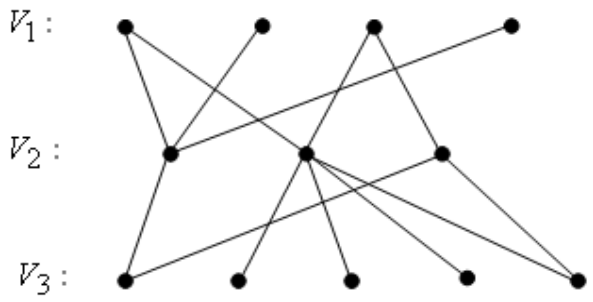


Рис 1. Трехдольный граф

В теории нечетких множеств и нечеткой логики [5–11] под нечетким множеством A^* на универсальном множестве U понимается совокупность пар $(\mu_{A^*}(u), u)$, где $\mu_{A^*}(u)$ – функция принадлежности (степень принадлежности, надежность), т. е. степень принадлежности элемента $u\in U$ к нечеткому множеству U.

Треугольным нечетким числом называется нечеткое множество, обозначаемое $\langle a,b,c\rangle$ и имеющее функцию принадлежности

$$\mu(v)=\begin{cases}\dfrac{v-a}{b-a}, \text{ если } v\in[a,b],\\ \dfrac{c-v}{c-b}, \text{ если } v\in[b,c].\\ 0, \text{ иначе.}\end{cases}$$

Сформулируем задачу о кадровом назначении выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур в терминах теории графов.

Дан неориентированный трехдольный взвешенный граф *G=(V, E)* с *l* вершинами в каждой доле. Под весом ребра понимается надежность выполнения соответствующего требования (получение качественного образования, качественное выполнение служебных обязанностей). Требуется построить полное трехвершинное сочетание максимального веса, что представляет собой задачу о построении полного трехвершинного сочетания.

Введем понятия и ограничения, используемые в дальнейшем. Под весом сочетания понимается минимальный вес ребра из ребер, образующих это сочетание. Множество вершин представим в виде $V=V_1\cup V_2\cup V_3$, при этом вершинам из множества V_1 соответствуют выпускники, вершинам из V_2 – виды профессиональной деятельности, вершинам из V_3 – первичные офицерские должности. Предполагается, что все выпускники, виды профессиональной деятельности и должности перенумерованы соответственно числами от 1 до *l*. Обозначим:

i (*i*=1,2,...,*l*) – номер выпускника (вершины из V_1);

j (*j*=1,2,...,*l*) – номер вида профессиональной деятельности (вершины из V_2);

k (*k*=1,2,...,*l*) – номер первичной офицерской должности (вершины из V_3).

Наличие на графе ребра (*i*, *j*) означает, что выпускник с номером *i* специализируется по виду профессиональной деятельности *j*, а наличие ребра (*j*, *k*) – что выпускник, специализирующийся по виду профессиональной деятельности *j* занимает должность с номером *k*.

Указанную задачу можно сформулировать в форме следующей задачи математического программирования:

$$\begin{cases}\min\left\{\min\limits_{i,j}\left(x_{ij},\mu_{D_{ij}^p}\right),\min\limits_{j,k}\left(y_{jk},\mu_{D_{jk}^d}\right)\right\}\to\max,\\ \sum\limits_{i=1}^{l}x_{ij}=1,\ j=1,2,...,l,\ \sum\limits_{j=1}^{l}x_{ij}=1,\ i=1,2,...,l,\\ \sum\limits_{j=1}^{l}y_{jk}=1,\ k=1,2,...,l,\ \sum\limits_{k=1}^{l}y_{jk}=1,\ j=1,2,...,l,\\ x_{ij}\in\{0,1\},\ y_{jk}\in\{0,1\}.\end{cases}$$

где $\mu_{D_{ij}^p}$, и $\mu_{D_{jk}^d}$ – соответственно оценки степени освоения вида профессиональной деятельности и степени готовности к исполнению первичных должностных обязанностей; при этом $x_{ij}=1$, если выпускник с номером *i* готовился к *j*-му виду профессиональной деятельности, в противном случае $x_{ij}=0$; $y_{jk}=1$, если выпускник, подготовленный к *j*-му виду профессиональной деятельности, назначается на *k*-ю первичную офицерскую должность, в противном случае $y_{jk}=0$.

Для решения такой задачи будем использовать алгоритм решения транспортной задачи с промежуточными пунктами [16]. Поэтому для лучшего понимания порядка решения задачи о кадровом назначении целесообразно дублировать (в скобках) постановку этой задачи в терминах транспортной задачи.

Даны: множество выпускников, с рассчитанным коэффициентом компетентности по видам профессиональной деятельности (множество складов) – V_1; множество видов профессиональной деятельности (множество перевалочных баз) – V_2; множество первичных офицерских должностей (множество потребителей) – V_3.

Рассматриваемую задачу выбора оптимального соответствия между выпускником, видами профессиональной деятельности и требованиями первичных офицерских должностей в дальнейшем кратко будем называть задачей о кадровом назначении. В сформулированных выше терминах это задача построения полного трехвершинного сочетания.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В основе построения системы показателей для оценивания уровня профессиональной компетентности будущего специалиста положен новый методический подход [14], позволяющий спрогнозировать уровень профессиональной компетентности выпускника, с учетом возможного вида будущей профессиональной деятельности. Характер успешности деятельности военных специалистов в войсках определялся с использованием прогнозного показателя качества – *R*, характеризующего потенциальную способность военных специалистов реализовать профессиональные знания, умения, навыки в условиях функционирования на первичном месте службы [1, 13]. В соответствии с Федеральными государственными образовательными стандартами и Квалификационными требованиями к специалисту, например, выпускник, прошедший обучение по специальности «Применение и эксплуатация автоматизированных систем специального назначения», может выполнять следующие виды профессиональной деятельности: организационно-управленческую; проектно-конструкторскую; научно-исследовательскую; производственно-технологическую; эксплуатационную [15].

Предполагается, что выпускники по каждому из видов профессиональной деятельности соответствуют определенному уровню профессиональной компетентности с коэффициентом компетентности, измеряемым в 100-балльной шкале [14].

При распределении выпускников на первичные офицерские должности учет уровня профессиональной компетентности являлся одним из факторов, определяющих успешность профессиональной деятельности выпускника. Для определения уровня профессиональной компетентности был рассчитан коэффициент профессиональной компетентности по видам деятельности. При совмещении требований первичной должности с уровнем профессиональной компетентности выпускника, в процессе распределения, регистрировалась последующая успешная адаптация выпускника на первичной офицерской должности. Полученные результаты позволили выделить группы значений для коэффициента профессиональной компетентности.

При $75 \leq R \leq 100$ выпускника характеризует – способность на базе теоретических и практических знаний системно моделировать свою профессиональную деятельность, время сдачи на допуск к самостоятельной работе от 4 недель до 5-6 недель.

При $64 \leq R < 75$ выпускника характеризует – способность на базе отдельных разделов изученных учебных дисциплин моделировать свою профессиональную деятельность, время сдачи на допуск к самостоятельной работе от 6 недель до 12 недель.

При $50 \leq R < 64$ выпускника характеризует – способность к выполнению профессиональных обязанностей под руководством и далее самостоятельно на основе практических умений и навыков, полученного образования и небольших теоретических знаний, время сдачи на допуск к самостоятельной работе более 12 недель [1].

При изучении вопросов готовности выпускников к продуктивному решению предстоящих задач на первичном месте службы было выявлено, что уверенность в себе превалирует у курсантов с общим коэффициентом профессиональной компетентности *R* выше 75 единиц.

Степень соответствия данного коэффициента требованиям по освоению необходимых компетенций не однозначна и является нечеткой. Будем задавать ее нечетким числом D_{ij}^{p}, $D_{ij}^{p}=\left\langle a_{ij}^{p}, b_{ij}^{p}, c_{ij}^{p}\right\rangle$, функцию принадлежности которого обозначим $\mu_{D_{ij}^{p}}$. Исходя из проведенных ранее исследований [1, 12, 13] будем считать, что курсант i освоил программу обучения по определенному виду профессиональной деятельности на высоком уровне, если его коэффициент компетентности по этому виду деятельности 75 баллов и выше. Тогда степень истинности нечеткого высказывания «курсант освоил вид профессиональной деятельности на высоком уровне» равна $\mu_{D_{ij}^{p}}(75)$.

Степень готовности выпускника к исполнению первичных профессиональных обязанностей на *k*-й офицерской должности, по *j*-му виду профессиональной деятельности, также оценивается по 100-балльной шкале и является нечетким числом $D_{jk}^{d}=\left\langle a_{jk}^{d}, b_{jk}^{d}, c_{jk}^{d}\right\rangle$, функцию принадлежности которого обозначим как $\mu_{D_{jk}^{d}}$. Кроме того, будем считать, что выпускник будет исполнять первичные должностные обязанности на высоком профессиональном уровне, если его коэффициент профессиональной компетентности 75 баллов и выше. Тогда степень истинности нечеткого высказывания «выпускник готов профессионально исполнять первичные должностные обязанности» равна $\mu_{D_{jk}^{d}}(75)$. Пусть, например, график функции принадлежности нечеткого числа $D_{11}^{p}=\langle 30,70,100\rangle$ представлен на рис. 2. Тогда $\mu_{D_{11}^{p}}(75)=0,83$.

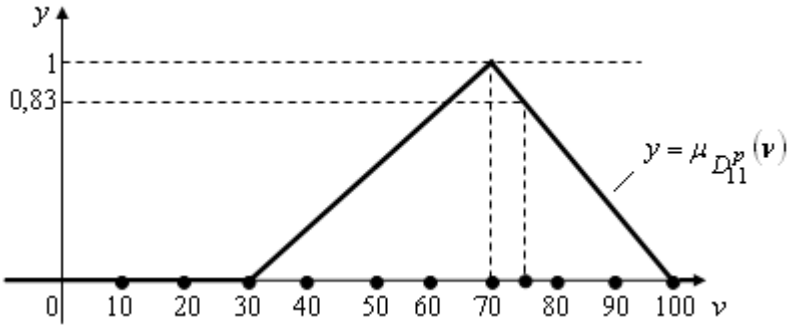


Рис. 2. График функции принадлежности нечеткого числа

В рассматриваемых данных величина несоответствия *i*-го выпускника высокому уровню требований по *j*-му виду профессиональной деятельности (расстояния между пунктами $i\in V_1$ и $j\in V_2$) равна $1-\mu_{D_{ij}^{p}}(75)$, величина несоответствия выпускника, имеющего наибольший коэффициент компетентности по *j*-му виду профессиональной деятельности и *k*-й первичной офицерской должности (расстояния между пунктами $j\in V_2$ и $k\in V_3$), равна $1-\mu_{D_{jk}^{d}}(75)$.

Замечание 1. В рамках алгоритма решения задачи о кадровом назначении указанные величины несоответствия мы будем минимизировать. Приведем алгоритм решения задачи о кадровом назначении.

Шаг 1. Расчет $z*$ – оптимальный план (решение) указанной задачи,

$$z^*=\left(x_{11}^*,\ x_{12}^*,\ldots,x_{1l}^*,x_{21}^*,\ldots,x_{2l}^*,\ldots,x_{l1}^*,\ldots,x_{ll}^*,\ y_{11}^*,\ldots,y_{ll}^*\right),$$

где x_{ij}^* $(i=1,2,\ldots,l;\ j=1,2,\ldots,l)$ – соответствие *i*-го курсанта, сообразно вычисленным результатам коэффициентов компетентности, *j*-му виду профессиональной деятельности, а y_{jk}^* $(j=1,2,\ldots,t;k=1,2,\ldots,l)$ – назначение выпускника, соответствующего, согласно вычис-

ленному коэффициенту компетентности, *j*-му виду профессиональной деятельности, на *k*-ю первичную офицерскую должность.

Замечание 2. Искомое трехвершинное сочетание (решение задачи о кадровом назначении) состоит из таких пар ребер $\{(i, j), (j, k)\}$, для которых $x_{ij}^{*} = 1$ и $y_{jk}^{*} = 1$.

Шаг 2. Если искомого сочетания нет, то задача не имеет решения и осуществляется переход на шаг 5.

Шаг 3. Найдем вес (пусть он равен *m*) полученного трехвершинного сочетания графа и удалим из рассматриваемого графа все ребра, вес которых не превосходит *m*, для чего положим вес таких ребер равным большому числу, например 100.

Шаг 4. Рассматривая получившийся граф в качестве исходной информации для решения задачи о кадровом назначении, переходим на шаг 1.

Замечание *3*. Выполнение итераций алгоритма (шаги 1–4) осуществляется до тех пор, пока не получим граф, не имеющий искомого трехвершинного сочетания. Сочетание, полученное на предыдущей итерации, и есть искомое.

Шаг 5. Остановка.

Проиллюстрируем предлагаемый алгоритм на примере. Имеются выпускники с рассчитанными коэффициентами их профессиональной компетентности по видам деятельности, виды профессиональной деятельности и первичные офицерские должности. Веса соответствующих ребер указаны в табл. 1 и 2. В них и далее $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ – выпускники, $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ – виды профессиональной деятельности, $\chi_1, \chi_2, \chi_3, \chi_4$ – первичные должности.

Таблица 1

Исходные данные для определения соответствия выпускников видам профессиональной деятельности

Выпускники (V_1)	Виды профессиональной деятельности (V_2)			
	β_1	β_2	β_3	β_4
α_1	0.6	0.7	0.8	0.9
α_2	0.7	0.5	0.9	0.8
α_3	0.9	0.7	0.9	0.6
α_4	0.8	0.8	0.7	0.9

Таблица 2

Исходные данные для определения порядка замещения первичных офицерских должностей

Виды профессиональной деятельности (V_2)	Первичные офицерские должности (V_3)			
	χ_1	χ_2	χ_3	χ_4
β_1	0.8	0.5	0.7	0.9
β_2	0.9	0.8	0.9	0.7
β_3	0.6	0.9	0.6	0.9
β_4	0.5	0.9	0.8	0.7

Условия исходной задачи о кадровом назначении (транспортной задачи) приведены в табл. 3. Так как для решения задачи о кадровом назначении применяется алгоритм решения

транспортной задачи, в котором целевая функция минимизируется, то в качестве характеристик ребер использованы разности между максимальным (единица) и получившимися значениями надежности, т.е. $(1-n_{ij}^{1})$, где n_{ij}^{1} – надежности из табл. 1 (строки $\alpha_1,\alpha_2,\alpha_3,\alpha_4$ табл. 3) и $(1-n_{ij}^{2})$, где n_{ij}^{2} – надежности из табл. 2 (строки $\beta_1,\beta_2,\beta_3,\beta_4$ табл. 3).

В результате решения задачи о кадровом назначении с использованием метода решения транспортной задачи получаем оптимальное решение в виде полного трехвершинного сочетания максимального веса (в скобках указаны надежности трехвершинных ансамблей):

$$\alpha_1-\beta_4-\chi_3\ (0.8),\ \alpha_2-\beta_3-\chi_2\ (0.9),\ \alpha_3-\beta_1-\chi_4\ (0.9),\ \alpha_4-\beta_2-\chi_1\ (0.8). \qquad (*)$$

Таблица 3

Исходные данные для задачи о кадровом назначении (транспортной задачи)

Выпускники (α_i) и виды профессиональной деятельности (β_i)	Виды профессиональной деятельности (β_i) и первичные офицерские должности (χ_i)								Наличие кандидатов
	β_1	β_2	β_3	β_4	χ_1	χ_2	χ_3	χ_4	
α_1	0.4	0.3	0.2	0.1	100	100	100	100	1
α_2	0.3	0.5	0.1	0.2	100	100	100	100	1
α_3	0.1	0.3	0.1	0.4	100	100	100	100	1
α_4	0.2	0.2	0.3	0.1	100	100	100	100	1
β_1	100	100	100	100	0.2	0.5	0.3	0.1	1
β_2	100	100	100	100	0.1	0.2	0.1	0.3	1
β_3	100	100	100	100	0.4	0.1	0.4	0.1	1
β_4	100	100	100	100	0.5	0.1	0.2	0.3	1
Потребности в кандидатах	1	1	1	1	1	1	1	1	—

Отметим, что надежность трехвершинного ансамбля равна минимуму из надежностей его ребер, надежность полного трехвершинного сочетания, в соответствии с нечеткой логической операцией конъюнкции [3], равна минимальной из надежностей трехвершинных ансамблей его составляющих и, следовательно, равна 0.8.

В соответствии с указаниями шага 3 запрещаем использование ребер надежностью 0,8 и меньше (в табл. 3 – 0,2 и больше) и проводим решение задачи о кадровом назначении с полученными данными. Для рассматриваемого в статье примера эта задача не имеет допустимых решений, и, следовательно, оптимальным решением задачи является решение (*), полученное на предыдущей итерации.

Приведем вербальную трактовку оптимального решения (*) задачи о назначении: первый выпускник имеет наибольшую величину коэффициента профессиональной компетентности по четвертому виду профессиональной деятельности и занял третью должность; второй выпускник склонен к третьему виду профессиональной деятельности и занял вторую должность; третий выпускник склонен к первому виду профессиональной деятельности и занял четвертую должность; четвертый выпускник склонен ко второму виду профессиональной деятельности и занял первую должность.

В заключение, в соответствии с принципами подготовки специалистов для силовых структур [13, 14], предложим обобщение рассмотренной в статье постановки задачи о кадровом назначении, учитывая, что если величина коэффициента компетентности R по одному виду профессиональной деятельности совпала у нескольких (r) выпускников, то можно считать,

что в множестве V_2 графа имеется r вершин, соответствующих этому виду профессиональной деятельности, и аналогично для случая, когда имеется несколько равных первичных должностей; если число вершин в двух долях трехдольного графа равное, но больше числа вершин в третьей доли графа, то к вершинам этой доли надо добавить несколько вершин так, чтобы число вершин во всех трех долях графа стало равным. Добавленные вершины по аналогии с тем, как это делается при рассмотрении несбалансированной транспортной задачи, будем называть фиктивными. Вес ребра, инцидентного фиктивной вершине, положим равным единице. Тогда искомое трехвершинное сочетание состоит из таких пар ребер $\{(i, j), (j, k)\}$, не инцидентных фиктивным вершинам, для которых $x_{ij}^{*} = 1$ и $y_{jk}^{*} = 1$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, предложено решение задачи о кадровом назначении, реализующее порядок распределения выпускников и одновременно учитывающее как разницу в видах профессиональной деятельности, уровень профессиональной компетентности выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур, так и требования, предъявляемые к выпускникам, претендующим на первичные офицерские должности. Реализация данного подхода к моделированию процесса кадрового назначения выпускников образовательных организаций высшего образования силовых структур на первичные офицерские должности должна обеспечить максимальное соответствие уровня готовности выпускника к тому или иному виду профессиональной деятельности по специальности и может быть использована кадровыми органами для реализации запросов заказчика при распределении выпускников.

Список используемых источников

1. *Кунтурова Н.Б., Панков А.В., Селихина Н.В*. Мониторинг образовательных результатов как инструмент контроля формирования профессиональной компетентности будущих офицеров // Известия. – 2014. – №9. – С. 64–67.

2. *Харари Ф.* Теория графов. – М.: Ленанд, 2018. – 304 с.

3. *Вилков В.Б., Черных А.К.* Теория и практика оптимизации управленческих решений в условиях ЧС на транспорте: моногр. – СПб.: Санкт-Петербургский университет ГПС МЧС России, 2016. – 162 с.

4. *Оре О.* Графы и их применение. – М.: Ленанд, 2015. – 208 с.

5. *Заде Л.* Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений. – М.: Мир, 1976. – 166 с.

6. *Леоненков А.В.* Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 725 с.

7. *Орловский С.А.* Проблемы принятия решений при нечеткой исходной информации. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1981. – 206 с.

8. *Яхъяева Г.Э.* Нечеткие множества и нейронные сети. – М.: Бином, 2006. – 315 с.

9. *Zadeh* L.A. Fuzzy sets. – Information and Control. – 1965. – Vol.8, № 3. – P. 338–353.

10. *Черных А.К., Вилков В.Б.* Управление безопасностью транспортных перевозок при организации материального обеспечения сил и средств МЧС России в условиях чрезвычайной ситуации // Пожаровзрывобезопасность. – 2016. – Т. 25, №9. – С. 52–59.

11. *Черных А.К., Козлова И.В., Вилков В.Б.* Вопросы прогнозирования материально-технического обеспечения с использованием нечетких математических моделей // Проблемы управления рисками в техносфере. – 2015. – №4(36). – С. 107–117.

12. *Костюк А.В., Черных А.К., Малыгина Е.А.* Использование инновационных технологий в подготовке специалистов для силовых структур // Проблемы управления рисками в техносфере. – 2015. – №2(34). – С. 134–138.

13. *Кунтурова, Н.Б., Яковлева Н.А.* Подход к оцениванию профессиональной компетентности специалистов силовых структур по видам деятельности при организации контроля формирования профессиональной компетентности // Вестник Санкт-Петербургского университета МВД России. – 2016. – №2(70). – С. 146–150.

14. *Кунтурова Н.Б.* Особенности оценивания профессиональной компетентности будущих специалистов в процессе их обучения в вузе // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. Информатика. Телекоммуникации. Управление. – 2009. – Т. 5, №86. – С. 194–198.

15. Квалификационные требования к военно-профессиональной подготовке специалистов: дополнения к ФГОС ВПО по направлению подготовки: 230100 – «Информатика и вычислительная техника». – ГУ ГШ, 2012. – 45 с.

16. *Вагнер Г.* Основы исследования операций. – М.: Мир, 1972. – Т.1.– 335 с.

Е.А. Новиков,
доктор техн. наук, доцент
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского;
Д.А. Севастьянов,
кандидат техн. наук
Федеральное государственное унитарное предприятие «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры»;
А.С. Фадеев,
доктор техн. наук, профессор
Публичное акционерное общество «Центральное научно-производственное объединение «Каскад»;
К.Ю. Цветков,
доктор техн. наук, профессор
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ОБУЧЕНИЯ В МЕЖВЕДОМСТВЕННОМ ЦИФРОВОМ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОМ КЛАСТЕРЕ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО РАЗРАБОТКЕ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ИНФОКОММУНИКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Изложены особенности внедрения цифрового образовательного комплекса (ЦОК) «Межведомственный цифровой образовательный кластер подготовки специалистов по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения», связанные с разработкой и внедрением в учебный процесс технологий обучения с использованием ЦОК. Изложены практические аспекты разработки технологий обучения, а также их интеграции с рабочими программами учебных дисциплин ФГОС 3++ по соответствующим специальностям подготовки. Внедрение цифрового образовательного комплекса в практику подготовки специалистов по разработке и эксплуатации
инфокоммуникационных средств космического назначения позволило создать основу для формирования цифровой образовательной среды.

Ключевые слова: инфокоммуникационные средства космического назначения, профессиональные компетенции, цифровой образовательный комплекс, технологии и методики обучения.

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение высокого качества космических услуг в интересах социально-экономической сферы, науки и международного сотрудничества, в том числе в целях защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера, а также реализации для пилотируемой программы [1] является одной из важнейших задач развития России в средне- и долгосрочной перспективе. Решение указанной задачи повышает конкурентоспособность страны, качество жизни граждан, обеспечивает экономический рост и национальный суверенитет [1]. При этом все без исключения технологии, применяемые в рамках решения указанных задач, опираются на большие массивы данных в цифровой форме. Реализация основных мер государственной политики Российской Федерации по созданию необходимых условий для развития всех сфер социально-экономической деятельности [2] определяется программой «Цифровая экономика Российской Федерации» [2].

В прогнозе социально-экономического развития Российской Федерации на 2018 и 2019 годы указаны основные сдерживающие развитие факторы, включая дефицит кадров, недостаточный уровень подготовки специалистов и недостаточное количество исследований мирового уровня [3]. Необходимо также отметить, что численность подготовленных кадров и соответствие образовательных программ потребностям цифровой экономики не отвечают потребностям сего-

дняшнего дня [3], имеется серьезный дефицит кадров в образовательном процессе всех уровней образования. Однако при этом в процедурах итоговой аттестации недостаточно применяются цифровые инструменты учебной деятельности [3].

Реализация в полной мере образовательной программы на основе нового образовательного стандарта ФГОС 3++, а также обеспечение требуемого уровня подготовки (требуемого уровня компетенций) специалистов по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения на базе Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, МГТУ имени Н.Э. Баумана и АмурГУ обеспечивается за счет использования ЦОК «Межведомственный цифровой образовательный кластер подготовки специалистов по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения». Наиболее гибким элементом ЦОК, отвечающим за реализацию образовательных программ (ОП) и информационных образовательных средств (ИОС) на основе учебно-тренировочных средств (УТС), являются технологии обучения и методики проведения занятий. Особенностям разработки и реализации технологии и методик обучения посвящена данная статья.

СОСТАВ ЦИФРОВОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА «МЕЖВЕДОМСТВЕННЫЙ ЦИФРОВОЙ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ КЛАСТЕР ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО РАЗРАБОТКЕ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ИНФОКОММУНИКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ»

Цифровой образовательный комплекс для подготовки специалистов по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения [3] разработан в период 2010-2017 годов при непосредственном участии авторов статьи. Он включает в себя три цифровых образовательных комплекса. К ним относятся:

1. Межвузовский цифровой образовательный комплекс «ВКА – МГТУ – АмурГУ».
2. Военно-космический цифровой образовательный комплекс «ВКА – космодром Плесецк – Главный испытательный космический центр».
3. Инженерно-космический цифровой образовательный комплекс «ВКА – космодром «Восточный» – космодром Байконур.

Каждый из перечисленных комплексов имеет типовую структуру и включает в себя четыре взаимоувязанных элемента:

1. Образовательные программы высшего образования по специальностям 11.05.04, 24.05.06 и 24.03.01, среднего профессионального образования по специальности 11.02.11 и дополнительного профессионального образования по специальности «Применение и эксплуатация систем связи космических комплексов».
2. Учебно-тренировочные средства (УТС) по подсистемам телекоммуникационной инфраструктуры космодромов Байконур и «Восточный».
3. Информационные образовательные средства [5–9].
4. Технологии обучения и методики проведения занятий.

Цифровой образовательный комплекс обеспечивает реализацию образовательных программ высшего, среднего и дополнительного профессионального образования по специальностям «Инфокоммуникационные технологии и системы специальной связи», «Системы управления летательными аппаратами», 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика», «Сети связи и системы коммутации» и «Применение и эксплуатация систем связи космических комплексов». На основе перечисленных образовательных программ формируется модель специалиста по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения, определяется логика его развития от младшего технического состава через систему повышения квалификации до руководящего состава.

Технической базой ЦОК является система территориально-распределенных УТС системы связи и передачи данных космодрома Байконур, системы связи и передачи данных космодрома «Восточный», а также системы спутниковой связи «Приморка-М».

Все УТС размещены в ВКА имени А.Ф. Можайского, а также развернуты на космодромах Байконур и «Восточный», в МГТУ имени Н.Э. Баумана и Амурском ГУ.

Учебно-тренировочные средства реализуют функции практической отработки навыков эксплуатации оборудования инфокоммуникационных систем космического назначения, контроля знаний и уровня усвоения навыков, а также предоставляют возможности для реализации технологий и методик дистанционного образования [4].

Информационные образовательные средства включают в себя учебники, учебные пособия, электронные образовательные ресурсы, руководства к практическим и лабораторным занятиям [5–9]. Информационные образовательные средства являются элементом ЦОК, отвечающим за формирование и наглядное представление теоретической основы в области разработки и эксплуатации инфокоммуникационных средств. Информационно-образовательные средства обеспечивают изучение дисциплин профессионального и военно-профессионального циклов образовательной программы, формирующих профессиональные и профессионально-специализированные компетенции специалистов, а также выполнение квалификационных требований и профессиональных стандартов, предъявляемых и формулируемых заказчиками подготовки специалистов [4]. Технологии обучения и методики проведения занятий, предлагаемые авторами, включают в свой состав:

– технологию обучения по программе высшего образования по направлению 11.04.05 «Инфокоммуникационные технологии и системы специальной связи»;

– технологию обучения по программе среднего профессионального образования по направлению 11.02.11 «Сети связи и системы коммутации»;

– технологию обучения по программе дополнительного профессионального образования;

– технологию обучения по программам профессиональной и профессионально-должностной подготовки;

– дистанционные образовательные технологии в подкластерах «ВКА–МГТУ–АмурГУ», «ВКА – космодром Плесецк – Главный испытательный космический центр», «ВКА – космодром «Восточный» – космодром Байконур»;

– частные методики проведения занятий по дисциплинам: «Системы радиосвязи специального назначения», «Сети связи и системы коммутации», «Радиорелейные и спутниковые системы связи специального назначения», «Защита инфокоммуникационных систем специального назначения», «Системы многоканальной связи специального назначения» и др.;

– методику использования программно-методического комплекса при проведении различных видов занятий.

ТЕХНОЛОГИИ ОБУЧЕНИЯ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ПРОГРАММ ВЫСШЕГО СРЕДНЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО И ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

Реализация образовательных программ высшего среднего профессионального и дополнительного профессионального образования по приведенным выше специальностям имеет следующие особенности:

1) совокупность лиц, проходящих обучение по перечисленным выше направлениям подготовки, разнородна как по составу (военнослужащие и гражданские, молодые люди и люди среднего возраста), так и по уровню подготовки (молодые люди с полным средним образованием, не имеющие опыта работы, и люди с опытом работы, которым необходимо пройти либо переобучение, либо повышение квалификации);

2) широкая территориальная распределенность элементов ЦОК [города: Санкт-Петербург, Москва, Плесецк (Архангельская область), Краснознаменск (Московская область), Благовещенск (Амурская область), Углегорск (Амурская область)];

3) различия рабочих программ учебных дисциплин и формируемых компетенций в соответствии с используемыми в ЦОК различными ФГОС 3++.

Технологии обучения учитывают указанные особенности и определяют порядок взаимодействия элементов учебного тренировочного комплекса при реализации образовательных программ высшего (рис. 1), среднего профессионального (рис. 2) и дополнительного профессионального образования (рис. 3) следующим образом.

1. Профессиональные и профессионально-специализированные компетенции декомпозируются на частные компетенции (правые части рис. 1 и 2), формирование которых обеспечивается за счет применения в образовательном процессе соответствующих учебно-тренировочных средств.

2. За учебно-тренировочными средствами закрепляются частные компетенции (левые части рис. 1 и 2).

3. Рабочие программы учебных дисциплин реализуются в образовательном процессе в хронологическом порядке в соответствии с логической схемой реализации учебного плана (направление снизу-вверх на рис. 1–3).

4. Учебно-тренировочные средства используются при проведении практических занятий, контрольных занятий, самостоятельной работы и лекционных занятий (направление слева-направо на рис. 1–3).

5. Использование учебно-тренировочных средств при проведении учебных занятий позволяет обеспечить формирование соответствующих компетенций специалистов (направление слева-направо на рис. 1–3).

Технологии обучения реализуют принципы обучения «от простого к сложному» и «от частного к общему». Так, при реализации образовательной программы по направлению 11.04.05 в первых семестрах преимущественно используются учебно-тренировочные средства СТО космодрома Байконур, позволяющие получить представление о системе телекоммуникационного обеспечения в целом. Затем по ходу освоения образовательной программы акцент использования учебно-тренировочных средств смещается в сторону узкоспециализированных УТС. На завершающем этапе обучения УТС применяются в комплексе при проведении тактико-специальных учений с целью отработки группового взаимодействия дежурных расчетов узлов и средств связи.

Еще одной актуальной задачей, возникающей при эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения, является задача совершенствования профессиональной подготовленности персонала (личного состава) системы телекоммуникационного обеспечения (СТО) для качественной эксплуатации штатной аппаратуры и подсистемы управления СТО. Решение указанной задачи на постоянной основе связано с разработкой в частности ЦОК для подготовки специалистов по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения.

Использование ЦОК позволит осуществлять совершенствование профессиональной подготовленности персонала (личного состава) СТО практически без отрыва от исполнения своих непосредственных обязанностей за счет углубленного изучения теоретических основ построения телекоммуникационных систем; моделирования на реальном оборудовании, входящем в состав СТО, штатных процедур и нештатных ситуаций; отработки действий персонала в критических ситуациях. Очевидно, что такие моделирующие тренажерные комплексы должны строиться на базе моделей высокого уровня и современного телекоммуникационного оборудования, входящего в штатную структуру СТО; обладать качественным интеллектуальным программным обеспечением; предоставлять пользователю удобный и простой в работе, естественный в данной проблемно-ориентированной области интерфейс; обеспечивать необходимую визуализацию происходящих процессов. Другими словами, должна быть создана программно-аппаратная среда, адекватно отображающая все стороны решаемой задачи совершенствования профессиональной подготовленности персонала СТО.

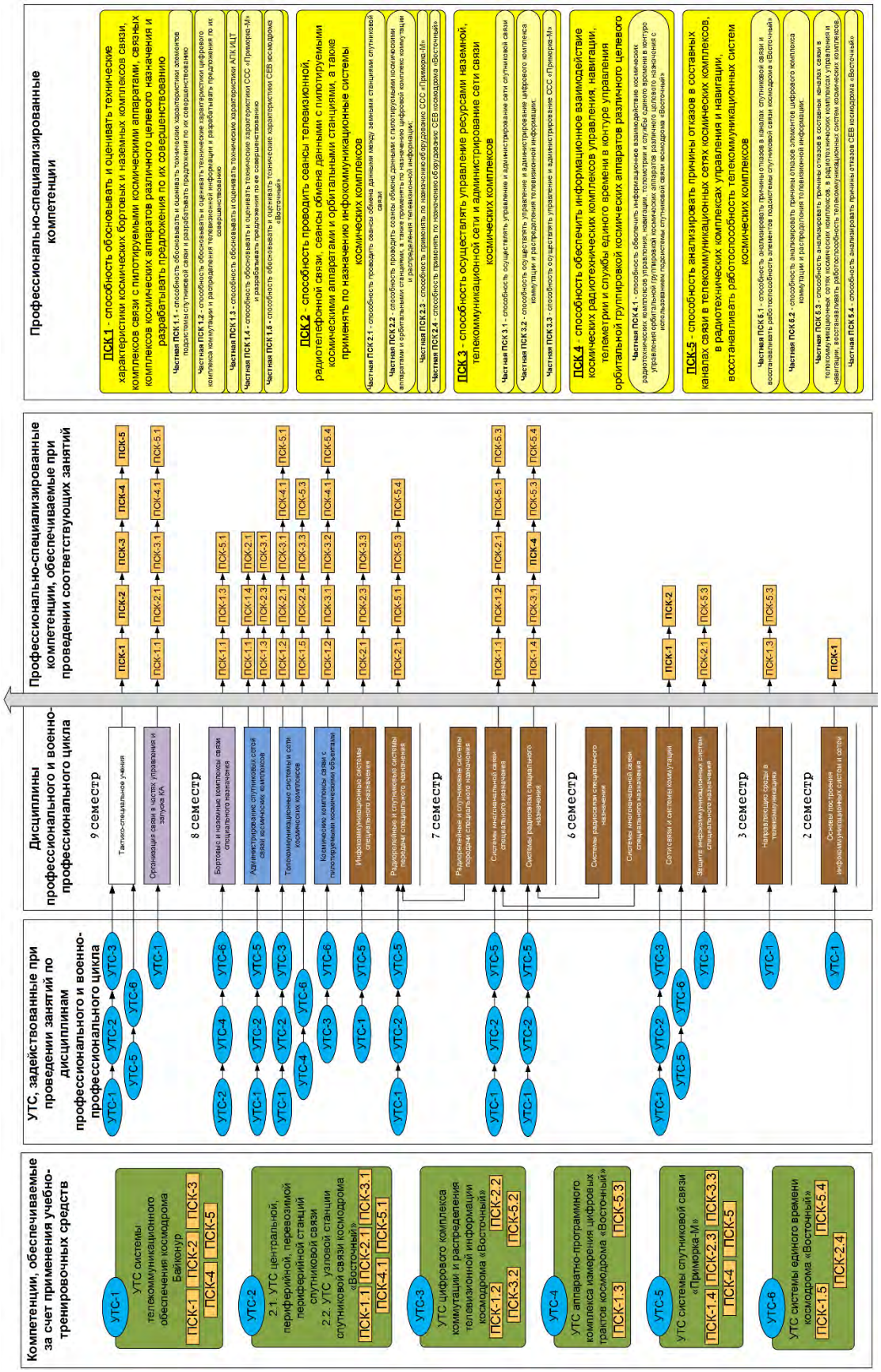


Рис. 1. Технология обучения по программе высшего образования по направлению 11.04.05

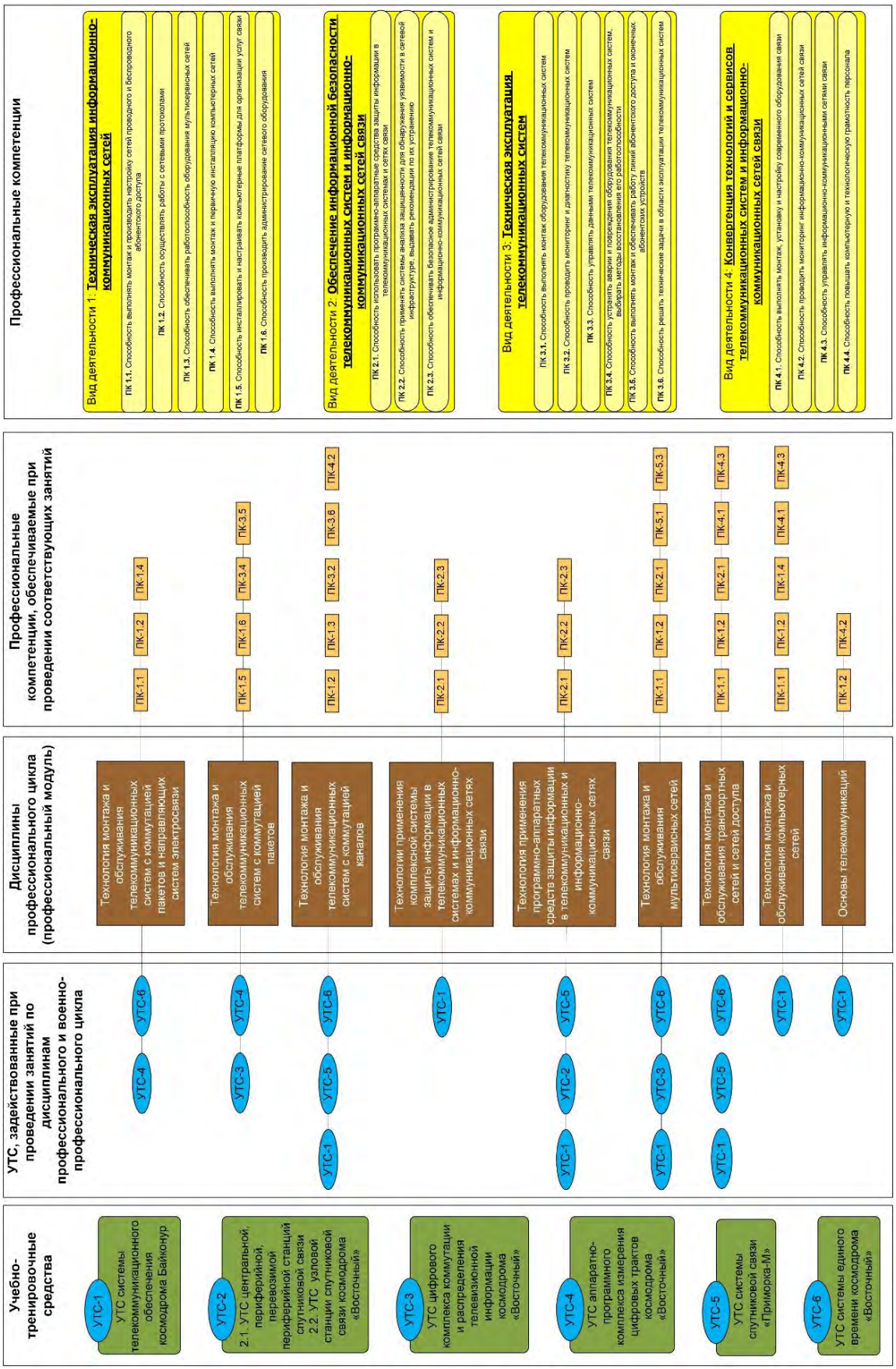


Рис. 2. Технология обучения по программе среднего профессионального образования по направлению 11.02.11 «Сети связи и системы коммутации»

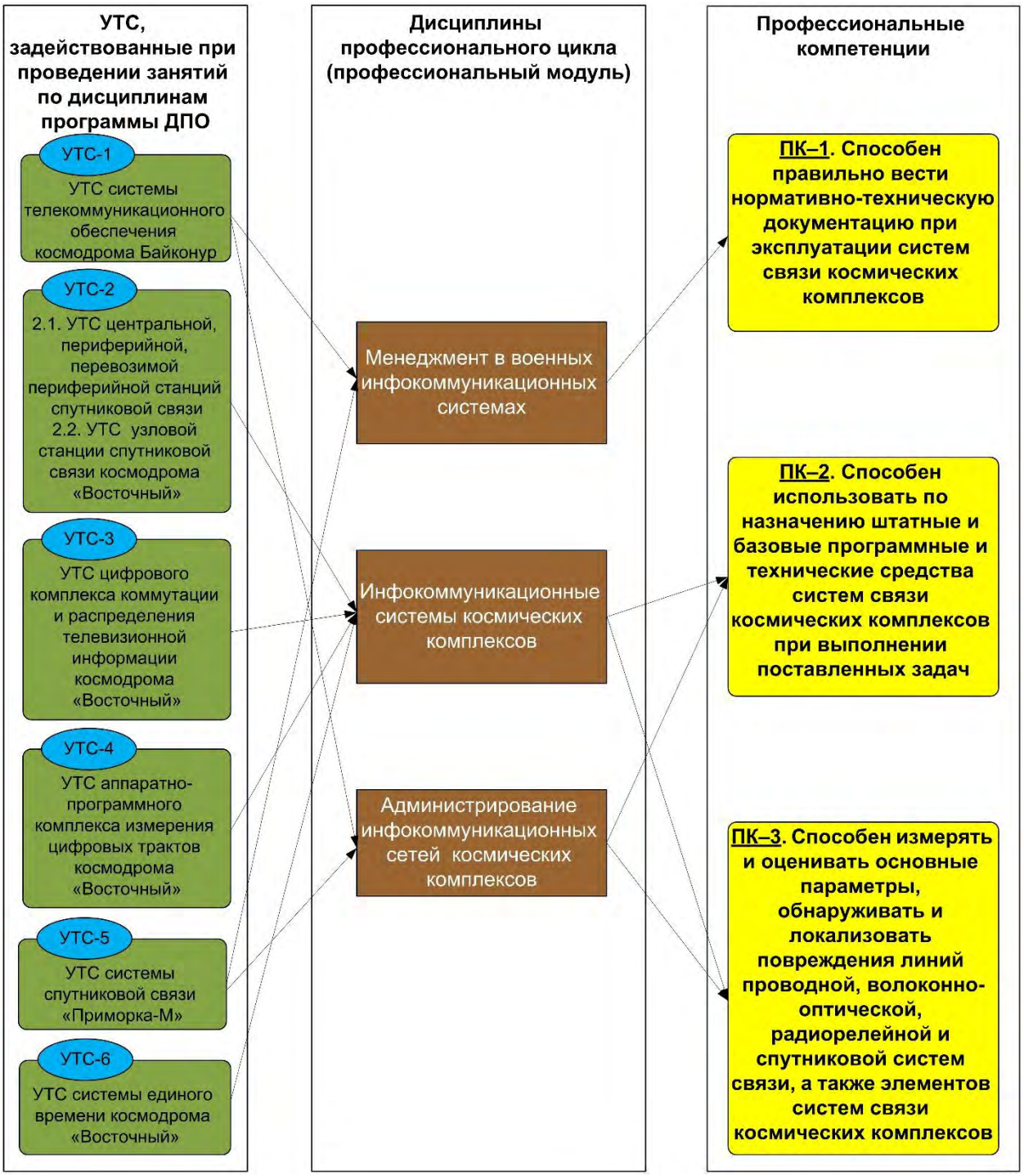


Рис. 3 Технология обучения по программе дополнительного профессионального образования

Рост требований к степени овладения навыками эксплуатации телекоммуникационного оборудования персоналом СТО и профессиональной подготовке специалистов не может быть удовлетворен при сохранении традиционных программ и методов первоначального обучения и практики в настоящих условиях. Из этого вытекает требование непрерывного совершенствования процесса обучения, методов, форм и приемов обучения, сокращения сроков освоения новых образцов телекоммуникационного оборудования, а также времени, необходимого на совершенствование подготовки специалиста. Таким образом, стоит задача выявлять новые формы и методы совершенствования подготовки.

Учебно-тренировочный комплекс способен обеспечить достаточную квалификацию обслуживающего персонала за счет постоянной работы на тренажерах и осуществления кон-

троля знаний в целях предотвращения грубых ошибок при проведении процессов подготовки ракет-носителей (РН), разгонных блоков (РБ) и космических аппаратов (КА) на космодроме. Естественно, принятие решений человеком в таких ситуациях надо максимально облегчить посредством применения экспертных систем и прогнозирующих моделей развития аномальных процессов в объектах управления.

Традиционно подготовка взаимодействия личного состава эксплуатирующей организации проводится с использованием макетов штатных систем управления, объектов ракетной космической техники (РКТ) и их систем, технологического оборудования и представляет собой сложный трудоемкий и малоэффективный процесс – комплексную тренировку. Как правило, процесс такой тренировки увязывает поиск неисправностей в системах управления и устранение нестыковок в программном обеспечении систем управления различных уровней.

К особенностям ЦОК необходимо отнести следующие.

1. Существенная пространственная распределенность системы телекоммуникационного обеспечения, а также удаленность от образовательных центров страны. Эта особенность диктует необходимость создания ЦОК, реализующего функции дистанционного образования таким образом, чтобы у персонала, занятого выполнением обязанностей на своих рабочих местах, была возможность получения удаленного доступа к образовательным ресурсам ЦОК, в том числе находящимся за пределами космодрома «Восточный», например, ВКА имени А.Ф. Можайского. Под образовательными ресурсами в данном случае понимаются информационно-справочные системы вузов и профессорско-преподавательский состав вузов, проводящий занятия в удаленном режиме с использованием специального мультимедийного и коммутационного оборудования.

2. Совершенствование подготовленности персонала СТО, которое осуществляется на местах без отрыва от исполнения основных должностных обязанностей. Эта особенность диктует необходимость использования существующей связной инфраструктуры космодрома, а также дополнение уже развернутых рабочих мест специалистов мультимедийным оборудованием (веб-камерами, микрофонами, дополнительными мониторами) и необходимым сетевым оборудованием (в случае его отсутствия).

3. Высокая сложность и неоднородность состава связной инфраструктуры космодрома в совокупности с высокой динамичностью развития телекоммуникационных технологий. Эта особенность диктует необходимость обеспечения высокого модернизационного потенциала разрабатываемого ЦОК, как в плане технического обеспечения (комплектация образцами современного телекоммуникационного оборудования, используемого или планируемого к использованию на космодроме), в плане общего и специального программного обеспечения (своевременное обновление программного обеспечения), так и в плане методического обеспечения (доработка стендов, учебных пособий, инструкций и т.д.). Кроме того, при разработке структуры ЦОК должны быть учтены особенности и накопленный опыт эксплуатации образцов средств связи всех подсистем СТО космодрома.

4. Ротация персонала с административными функциями. Эта особенность диктует необходимость расширения предметной области, закладываемой в ЦОК. Здесь необходимо учитывать потребности в повышении квалификации административного персонала в правовом, административно-хозяйственном и экономическом направлениях.

Совершенствование подготовленности персонала СТО должно проходить по следующим направлениям:

– совершенствование подготовки выпускников вузов;

– совершенствование подготовки при вертикальном перемещении внутри структурного подразделения;

– совершенствование подготовки при горизонтальном перемещении между структурными подразделениями.

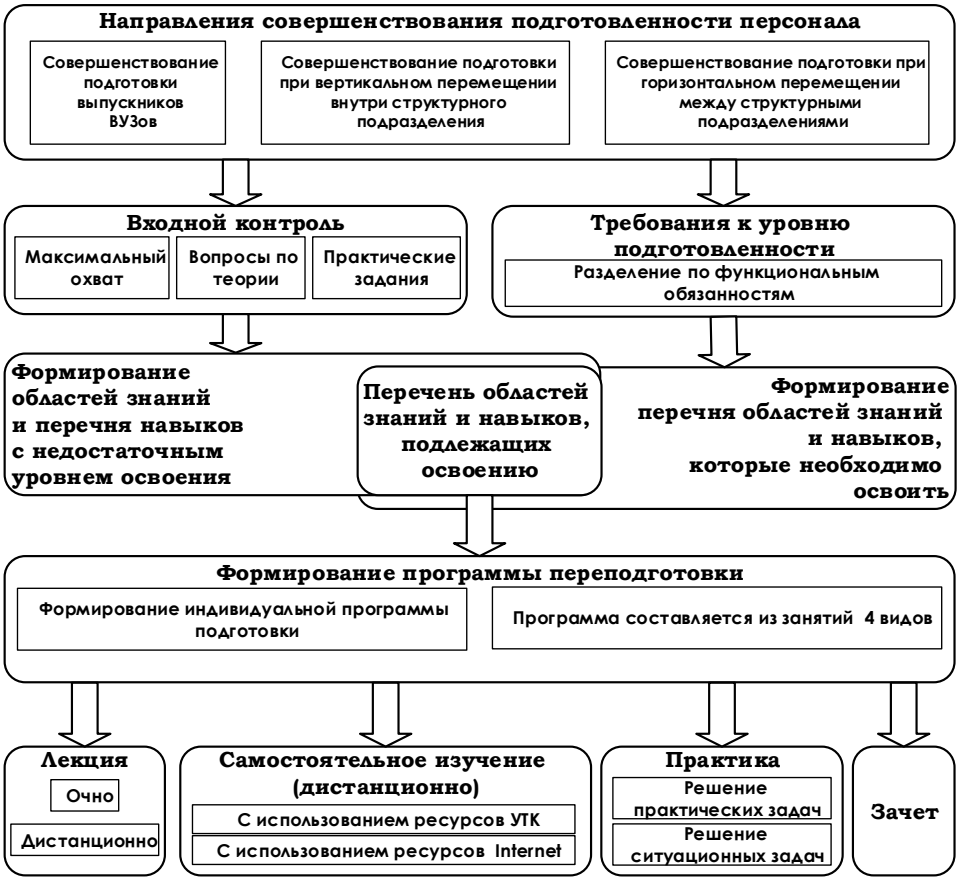


Рис. 4. Технология обучения по программе профессиональной и профессионально-должностной подготовки

Обобщенная схема применения ЦОК СТО космодрома «Восточный» представлена на рис. 4.

Процесс совершенствования подготовленности персонала ЦОК СТО имеет естественные ограничения по общему времени подготовки, связанные с выполнением персоналом обязанностей в соответствии с занимаемой должностью. В этой связи программа подготовки должна учитывать актуальное состояние знаний специалистов в конкретной предметной области, а также требования, предъявляемые к специалистам в зависимости от занимаемой должности.

Для определения перечня знаний и навыков, подлежащих освоению, должны быть решены задачи:

– формирования областей знаний и перечня навыков с недостаточным уровнем освоения на основе качественного входного контроля;

– формирования перечня областей знаний и навыков, которые необходимо освоить на основе требований к уровню подготовленности на конкретной должности.

Входной контроль при этом должен характеризоваться:

– максимально широким охватом областей знаний по телекоммуникациям;

– сбалансированным количеством теоретических и практических вопросов;

– разделением по функциональным обязанностям.

На основании результатов входного контроля и определения перечня знаний и навыков, подлежащих освоению, должна быть сформирована индивидуальная программа подготовки, являющаяся комбинацией программ. Полученная программа должна учитывать ограничения, связанные с исполнением специалистом своих должностных обязанностей, и совмещать в себе как занятия по очной форме подготовки (в классе специальной подготовки), так и занятия с дистанционным доступом к образовательным ресурсам. Под образовательными ресурсами понимаются как лекции преподавателей, так и информационные ресурсы СТО космодрома, Internet и вузов.

Анализ совокупности полученных результатов позволяет утверждать, что технологии обучения и методики проведения занятий, входящие в состав ЦОК, в полной мере учитывают особенности ЦОК, что позволяет реализовать образовательные программы на основе ФГОС 3++, обеспечить требуемый уровень подготовки (компетенций) специалистов и создать основу для формирования межведомственной цифровой образовательной среды.

Список используемых источников

1. Федеральная космическая программа России на 2016-2025 годы: Постановление Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230. – 2016. – URL: https://www.roscosmos.ru/22347/ (дата обращения: 25.12.2018).

2. Программа "Цифровая экономика Российской Федерации": Распоряжение Правительства РФ от 28 июля 2017 г. № 1632-р // Правительство Российской Федерации. – 2017. – 88 с. – URL: http://static.government.ru/media/files/9gFM4FHj4PsB79I5v7yLVuPgu4bvR7M0.pdf (дата обращения: 25.12.2018).

3. Прогноз социально-экономического развития Российской Федерации на 2017 год и на плановый период 2018 и 2019 годов // Правительство Российской Федерации. – 2016. – 446 с. – URL: http://economy.gov.ru/minec/about/structure/depMacro/2017271001 (дата обращения: 25.12.2018).

4. Учебный тренировочный комплекс подготовки специалистов по разработке и эксплуатации инфокоммуникационных средств космического назначения / К.Ю. Цветков, А.С. Фадеев, Е.А. Новиков и др. // Труды Военно-космической академии имени А.Ф.Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – Вып. 659. – С.5–13.

5. *Косяков Е.Н., Новиков Е.А., Цветков К.Ю.* Сети связи и системы коммутации: учебник. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2013. – 329 с.

6. *Цветков К.Ю., Осташов И.Т., Косяков Е.Н.* Радиорелейные и спутниковые системы передачи информации специального назначения: учебник. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2013. – 447 с.

7. *Цветков К.Ю., Топорков И.С., Севастьянов Д.А.* Системы радиосвязи специального назначения: учебник. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – 377 с.

8. *Цветков К.Ю., Акмолов А.Ф., Ефимов С.Н.* Системы многоканальной связи специального назначения. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2013. – 131 с.

9. *Цветков К.Ю., Ефимов С.Н., Осташов И.Т.* Защита инфокоммуникационных систем и сетей: учеб. пособие. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 157 с.

Н.А. Репях,
кандидат философских наук;
А.Н. Хрустова;
Е.В. Шалонов,
кандидат военных наук

ИНДИВИДУАЛЬНОЕ КОНТРОЛЬНОЕ СОБЕСЕДОВАНИЕ КАК ДИДАКТИЧЕСКОЕ СРЕДСТВО МОНИТОРИНГА ФОРМИРОВАНИЯ КОМПЕТЕНЦИЙ ОБУЧАЮЩИХСЯ В ВОЕННОМ ВУЗЕ

Статья посвящена вопросам индивидуального контрольного собеседования как одного из дидактических средств наблюдения и оценки формирования компетенций обучающихся в военном вузе. Акцентируется внимание на педагогическом потенциале индивидуального контрольного собеседования.

Ключевые слова: текущий контроль, компетенции, индивидуальное контрольное собеседование, критерии оценки индивидуального контрольного собеседования, функции индивидуального контрольного собеседования.

В условиях компетентностной парадигмы существенно меняется современное образование. На первый план выходит задача актуализации деятельностных характеристик обучения и оценивания личностных качеств обучающихся. Результатом освоения основных образовательных программ, реализующих федеральные образовательные стандарты высшего профессионального образования, являются компетенции выпускников. Они формируются поэтапно, следовательно, необходимо и поэтапное оценивание их формирования у обучающихся на различных стадиях обучения. Соответственно, возникает необходимость в оценочной системе, способной интегрировать все методы, формы и способы оценки [4]. В военном вузе сегодня требуется такая оценочная система, которая объективно отражала бы процесс формирования компетенций, определяющихся способностью и готовностью выпускника выполнять профессиональные действия в определенной области. Речь идет о разработке механизма мониторинга процесса формирования компетенций, содержащего соответствующие дидактические средства наблюдения и оценки.

Требование мониторинга формирования компетенций обучающихся составляет серьезную проблему, как в теоретическом, так и в практическом плане, потому что общепринятые методы оценивания компетенций в системе профессионального образования на сегодняшний день отсутствуют. Тем не менее в федеральных государственных образовательных стандартах высшего профессионального образования вполне определенно ставится задача оценивания компетенций в динамике, и ее необходимо решать, разрабатывая соответствующие процедуры и средства.

В военном вузе современному преподавателю следует ориентироваться на компетенции как заданные результаты обучения, поэтому из арсенала существующих многообразных средств надо выделить те, с помощью которых наилучшим образом можно оценить, в конкретный период времени, уровень сформированности компетенций и отдельных компонентов соответствующих компетенций. Важным является понимание того, что конкретно позволяет оценить каждое из средств оценивания, какие при этом могут применяться критерии и шкалы [4].

Федеральный закон «Об образовании в Российской Федерации» предоставляет образовательным организациям право использовать при реализации образовательных программ различные образовательные технологии. Это относится и к установлению форм контроля

успеваемости обучающихся, периодичности и порядка его проведения [1]. В соответствии с Приказом Министра обороны Российской Федерации от 15 сентября 2014 г. № 670 в военно-учебных заведениях контроль успеваемости и качества подготовки обучающихся включает текущий контроль успеваемости, промежуточную аттестацию и государственную итоговую аттестацию обучающихся [2]. Промежуточная аттестация осуществляется в целях определения степени достижения учебных целей по дисциплине. По сути дела посредством экзамена или зачета (зачета с оценкой) она позволяет оценить достижение определенного этапа формирования компетенций. Итоговая аттестация представляет собой форму оценки уровня сформированности компетенций, которыми должны овладеть обучающиеся в результате освоения основной профессиональной образовательной программы в целом. В определенной степени путем реализации этих видов аттестации осуществляется контроль качества подготовки обучающихся за семестр, учебный год и весь период обучения.

Процесс формирования необходимых компетенций в динамике проводится главным образом в ходе текущего контроля успеваемости. Он позволяет не только проверять ход и качество усвоения знаний, стимулировать познавательную деятельность обучающихся, но и осуществлять мониторинг процесса формирования у обучающихся компетенций.

В вузах Министерства обороны Российской Федерации наметилась тенденция повышения разнообразия форм текущего контроля успеваемости обучающихся. Как известно, военно-учебным заведениям предоставлено право (по решению ученого совета) вводить виды занятий, не оговоренные в указанном правовом акте [2]. На сегодняшний день одним из видов занятий, принятых решением ученого совета Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, является индивидуальное контрольное собеседование (ИКС). Опыт ряда кафедр академии показывает, что ИКС в полной мере может быть использовано не только в качестве вида занятий, но и более широко – при проведении текущего контроля успеваемости [3]. По мнению авторов, в этой связи представляется необходимым выяснить педагогический потенциал индивидуального контрольного собеседования и сформулировать ряд методических рекомендаций по его применению.

В ходе проведения ИКС может осуществлять широкий спектр функций, основными из которых являются информационно-обучающая, контролирующая, регулятивная, мотивационная. Индивидуальное контрольное собеседование главным образом позволяет проверить достижения обучающимися результатов обучения при освоении той или иной дисциплины, а обязательный результат обучения – это минимум выполнения программных требований к уровню подготовки обучающихся, необходимый для их дальнейшего развития. Также ИКС способствует достижению высоких результатов обучения, активизации познавательной деятельности обучающихся и в целом обеспечивает повышение эффективности образовательного процесса.

В содержательном плане ИКС представляет собой обсуждение под руководством преподавателя достаточно широкого круга проблем, например: содержания модуля, относительно самостоятельного большого раздела лекционного курса, разделов и тем учебной дисциплины. Оно организуется как учебное занятие в виде собеседования преподавателя с обучающимися по одному из вопросов, вынесенных на собеседование. ИКС, по сути, достаточно объективный способ проверки и оценки знаний: на основании контрольных вопросов преподаватель и обучающийся ведут свободную беседу. Поскольку компетенции имеют не только когнитивную (знание и понимание профессионально значимой информации), но и деятельностную (знание, как действовать) и личностную (знание, как быть) основы, индивидуальное контрольное собеседование позволяет преподавателю в сравнительно небольшой срок выяснить уровень знаний обучающихся по определенной теме дисциплины и оценить степень проявления необходимых значимых качеств, отдельных компонентов компетенций [4].

Каждый элемент образовательных результатов в виде уровней сформированности компетенций может содержать качественную или количественную оценку. Следовательно, чтобы

определить уровень развития компетенции, необходимо разработать определенные критерии оценивания с учетом разнообразия оценочных средств.

Как показывает опыт авторов по проведению индивидуального контрольного собеседования, это по существу экзамен в миниатюре, а значит, при оценке ответа могут быть использованы те же критерии, что и для экзамена.

Авторы статьи предлагают определенные критерии оценки при проведении индивидуального контрольного собеседования обучающихся, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

Критерии оценивания при индивидуальном контрольном собеседовании

Показатели	Критерии
Содержание знаний	Прочность, глубина, систематичность знаний
Способность применять знания	Рациональность используемых подходов; адекватность применяемых знаний
Профессионально значимые качества	Степень проявления необходимых качеств
Ценностные ориентации	Проявленное отношение к определенным объектам, ситуациям; степень значимости определенных ценностей
Коммуникативность	Умение активизировать и поддерживать беседу; корректное поведение и др.

Любое оценивание, проводимое с использованием ИКС, позволяет определить кругозор обучающихся, их знания, умение логически мыслить, степень владения монологической речью и иные коммуникативные навыки. Опыт показывает, что отдельные преподаватели, стремясь придать ИКС интерактивный характер, вовлекают в собеседование нескольких собеседников (обучающихся). Внедрение интерактивных форм обучения является одним из важнейших направлений совершенствования подготовки обучающихся в современном вузе. Индивидуальное контрольное собеседование, проходящее в форме дискуссии, позволяет обучающимся учиться не только высказывать и аргументировать свою точку зрения по обсуждаемым вопросам, но и ее защищать. Аргументация и отстаивание обучающимися собственного мнения демонстрируют осознание и глубину изученного материала.

В качестве формы текущего контроля индивидуальное контрольное собеседование является условием допуска к промежуточной аттестации. На экзамен или зачет выносятся, как правило, материалы по всей программе изучаемой дисциплины, на ИКС же – наиболее сложные и объемные вопросы. Его задача – добиться глубокого изучения отобранного материала и обеспечить его системное осмысление.

Индивидуальное контрольное собеседование отличается от обычного экзамена прежде всего тем, что обучающемуся неизвестны выносимые на собеседование эвристические вопросы по определенному модулю, теме или разделу. Это, несомненно, предопределяет необходимость изучения не отдельных вопросов, заранее подготовленных преподавателем, а целого комплекса учебных материалов.

По итогам индивидуального контрольного собеседования выставляется дифференцированная оценка, имеющая большой удельный вес в определении текущей успеваемости обу-

чающегося. По мнению авторов, ИКС выполняет информационно-обучающую функцию, поскольку индивидуальное контрольное собеседование позволяет обучающимся выявить конкретные вопросы, детали, которые ими были недостаточно осмыслены на учебных занятиях.

В целом ИКС проводится с целью закрепления знаний, получения обратной информации по конкретным вопросам той или иной темы, раздела или модуля, а также выявления действенности методов обучения. Оценивание при проведении ИКС становится не просто фиксацией итогов, а определенной «точкой роста» обучающихся, способствует их развитию в процессе формирования компетентности [4].

ИКС обладает возможностями воспитательного воздействия преподавателя на обучающихся в ходе непосредственного взаимодействия, создавая условия для неформального общения. Наибольшее воспитательное воздействие оказывает такая организация ИКС, которая создает атмосферу активного освоения учебных дисциплин, стимулирования самостоятельности мышления обучающихся. К важным воспитательным аспектам ИКС следует отнести: нравственный (честная сдача ИКС), дисциплинирующий (систематизация материала), дидактический (интеллектуальная концентрация, запоминание учебного материала), эмоциональный (успешное собеседование).

Так, контроль, осуществляемый при проведении ИКС, стимулирует обучающихся добросовестнее относиться к своей работе, воспитывает чувство ответственности за нее. Несомненным является психологический аспект ИКС, поскольку непринужденность в общении, уважение мнения и интересов обучающихся, восприятие новых идей и предложений создают атмосферу доверительности и сотрудничества во время индивидуального-контрольного собеседования. Открытость и доброжелательность при проведении собеседования побуждают обучающихся совершенствовать не только знания и умения, но и формируют самооценочные суждения, творческое отношение к предмету и стремление развивать свои способности. Правильно организованное индивидуальное контрольное собеседование может стимулировать учебную и научную деятельность обучающихся, следовательно, ИКС обладает значительной мотивирующей функцией.

Обобщение и анализ опыта проведения ИКС на кафедре подготовки и повышения квалификации педагогических работников ВКА имени А.Ф. Можайского позволяют акцентировать внимание преподавательского состава на актуальных вопросах организации и методики проведения собеседования, что позволит, по мнению авторов, в полной мере реализовать заложенный в нем педагогический потенциал.

Как и любой другой вид учебных занятий, ИКС должно быть подчинено конкретной цели, единому замыслу и иметь четко продуманную структуру. На этапе подготовки к собеседованию целесообразно: определить основные задачи предстоящего занятия; провести предварительный анализ текущей успеваемости каждого обучающегося; осуществить подбор вариантов контрольных вопросов и возможных проблемных ситуаций; определить методические приемы – своеобразную тактику общения, найти аргументы в пользу своей позиции. Важно для каждого обучающегося предварительно продумать советы, пожелания, рекомендации, установки и т. д.

Ход самого собеседования должен гармонично сочетать принципиальность, требовательность со стороны преподавателя, объективную оценку знаний обучающегося с доброжелательностью, доверительным отношением к нему, уважением потребностей, интересов, целей. Занятие должно стать «собеседованием». А это требует от преподавателя умения слушать и умения убеждать. В случае возникновения дискуссии от педагога потребуется не просто проявление толерантности, а выдвижение аргументированной позиции собственной точки зрения. Следует всегда опираться на проверенный на практике принцип воспитания – «опора на положительное», что предполагает вовремя и предметно увидеть, оценить и обязательно одобрить динамику качественных изменений отношения обучающегося к учебе, службе, поведению и т. д.

В содержательном плане ИКС призвано оказывать воздействие на обучающегося. В зависимости от индивидуально избранной стратегии такого воздействия, преподаватель может ориентировать его преимущественно либо на контроль (управление ситуацией), либо на внутренний духовный мир обучающегося. Последнее потребует от педагога рефлексирования, стремления познать другого через свое «Я», координацию, гармонизацию интересов, а при необходимости – осуществлять корректировку системы ценностей обучающегося. В зависимости от этого заключительная часть ИКС включает не только оценку знаний по конкретному модулю (теме, вопросу). Наряду с одобрением, поощрением достигнутых результатов допускается высказывание и критических замечаний, что должно сопровождаться рекомендациями либо указаниями к обязательному исполнению. Возможен вариант совместного обсуждения и составления программы (перечня мер) дальнейшей работы обучающегося, сроков ее реализации.

Учитывая потенциальные возможности воспитательного воздействия ИКС на обучающегося, ему могут быть даны советы, пожелания и нравственного, «смысложизненного» характера, направленные на формирование устойчивых профессионально важных качеств.

Таким образом, следует отметить ряд преимуществ ИКС как средства оценивания формирования отдельных компонентов компетенций обучающихся в военном вузе.

1. Индивидуальное контрольное собеседование позволяет педагогу получить информацию об индивидуальных возможностях усвоения учебного материала каждым обучающимся в отдельности, так как в процессе его проведения между преподавателем и обучающимся устанавливается непосредственный контакт.

2. Индивидуальное контрольное собеседование, являясь средством контроля знаний, одновременно и достаточно хорошее средство развития мышления, памяти и устной речи обучающегося.

3. ИКС в значительной степени развивает научное мышление и логику обучающегося, поскольку размышляя и формулируя ответы на заданные преподавателем вопросы, в сознании обучающегося образуются связи, схожие со связями в научной теории.

ИКС, несомненно, имеет определенный удельный вес в формировании общекультурных и профессиональных компетенций. Главная трудность состоит в том, что компетенции в полной мере проявляются в деятельности обучающихся: решении проблемных учебных и реальных ситуаций; выполнении проектов; решении задач, требующих сочетания знания, опыта, индивидуальных возможностей обучающегося, поведенческих характеристик и др. [4].

В высшей военной школе результатом обучения на разных этапах образовательного процесса будут и сформированные компоненты компетенций и их различные совокупности, позволяющие оценить уровень сформированности профессиональных компетенций, которые изначально заложены при целеполагании образовательной программы. Основной мерой компетенции является не только способность применять на практике знания и умения в условиях ограниченности времени, но и личностные качества, которые характеризуют цельность личности, настойчивость в достижении поставленных перед собой целей, отношение к своей выбранной профессии, к себе и окружающим. Эти качества преподаватель в полной мере может наблюдать и фиксировать при проведении ИКС. Поэтому на сегодняшний день индивидуальное контрольное собеседование является эффективным и продуктивным средством мониторинга формирования компетенций обучающихся.

Новые смыслы приобретает оценивание образовательных результатов обучающихся, которое не сводится только к выявлению недостатков, а прежде всего интерпретируется как критический анализ, предполагающий поиск оснований для их своевременной коррекции, более точного определения направлений совершенствования, обозначения пути дальнейшего развития обучающихся [4]. Таким образом, ИКС можно рассматривать в качестве формирующего оценивания, сопровождения, позволяющего отслеживать поэтапное формирование профессиональных компетенций. Соответственно, в полной мере индивидуальное контроль-

ное собеседование можно считать одним из дидактических средств наблюдения и оценки формирования компетенций обучающихся на разных стадиях обучения в военном вузе.

Список используемых источников

1. Об образовании в Российской Федерации: федеральный закон. – М.: Проспект, 2013. – 160 с.

2. Порядок организации и осуществления образовательной деятельности по основным профессиональным образовательным программам, реализуемым в интересах обороны государства в федеральных государственных военных профессиональных образовательных организациях и военных образовательных организациях высшего образования Министерства обороны Российской Федерации. – Утвержден Приказом Министра обороны Российской Федерации от 15 сентября 2014 г. № 670. – URL: https //rg.ru.>min-oborony-dok (дата обращения: 611.2018).

3. *Репях Н.А., Хрустова А.Н.* Индивидуально-контрольное собеседование как форма рубежного контроля в военном вузе // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – Вып. № 650. – С. 223–226.

4. Средства оценивания результатов обучения студентов вуза: метод. рекомендации / сост. Е.Ю. Игнатьева; НовГУ имени Ярослава Мудрого. – Великий Новгород, 2014. – 62 с.

А.И. Копылов
ВАГШ ВС РФ, г. Москва;

ПОДГОТОВКА КАДРОВ КОСМИЧЕСКИХ СИЛ США В ПЕРИОД ВОЕННЫХ КОНФЛИКТОВ В ЗОНЕ ПЕРСИДСКОГО ЗАЛИВА (1990–2003)

Хорошо известен тот факт, что различные космические средства стали играть ключевую роль в ряде военных конфликтов с участием группировок войск (сил) США и их союзников в различных частях мира. Опыт первой «космической войны» в зоне Персидского залива (операция «Буря в пустыне» в 1991 году) наглядно продемонстрироровал, что боевая эффективность зависела не только от применявшихся космических систем, но также и от квалифицированного и хорошо подготовленного личного состава (групп космического обеспечения). В этой статье представлен краткий обзор основных направлений организации подготовки специалистов (профессионалов) по космическим системам в космических силах США в период военных операций в зоне Персидского залива (1990–2003).

Ключевые слова: подготовка кадров, космические силы США, группы космического обеспечения, Объединенное центральное командование ВС США, Многонациональные силы, военные конфликты в зоне Персидского залива (1990–2003), космический аппарат.

ВВЕДЕНИЕ

Опыт ведения военных действий группировками войск (сил) США и их союзников в зоне Персидского залива (1990–2003) свидетельствует о том, что для решения поставленных перед командованием космических сил США задач требовались профессионально подготовленные кадры (командные и инженерные), имеющие необходимый уровень знаний и навыков как для управления космическими системами (далее – КС), находящимися на орбите, так и для обработки и ретрансляции информации, получаемой от них по каналам связи, а также способные успешно справляться с различными внештатными (кризисными) ситуациями.

Подготовка профессиональных кадров для нужд космических сил США в исследуемый период организовывалась и проводилась на основе программ обучения, которые начали внедряться в вооруженных силах (далее – ВС) США еще с середины 1970-х годов после окончания войны во Вьетнаме [1, с. 2].

ПОДГОТОВКА КАДРОВ КОСМИЧЕСКИХ СИЛ США В ХОДЕ ВОЕННЫХ КОНФЛИКТОВ В ЗОНЕ ПЕРСИДСКОГО ЗАЛИВА (1990–2003)

Однако личный состав космических сил США, прибывший в зону Персидского залива для участия в военных действиях в период с 1990 по 2003 год, не всегда имел достаточный уровень подготовки. Необходимые навыки военные специалисты приобретали уже в процессе боевой деятельности в зоне конфликта, что влияло на качество выполнения задач.

Для нужд космических сил США в зоне Персидского залива в основном готовились специалисты по системам космической разведки, предупреждения о ракетном нападении, спутниковой связи, метеорологического обеспечения и навигации. Группировки войск (сил) США и их союзников в ходе операции по освобождению территории Кувейта от ВС Ирака во время операций «Щит пустыни» (1990) и «Буря в пустыне» (1991) играли роль, которая, как правило, сводилась к командированию в зону Персидского залива и обучению на месте личного состава, незнакомого с новым оборудованием (несколько сотен человек).

Во время операции «Лис в пустыне»[1] (1998) появились специалисты, которые либо уже на постоянной основе занимались обучением дислоцированных на ТВД военнослужащих и внедрением новых КС, либо в кратчайшие сроки были готовы передислоцироваться в зону Персидского залива с началом новой военной операции (около 600 и 100 человек соответственно) [2]. Поэтому, ввиду большой потребности в подготовленных кадрах, накануне начала операции «Свобода Ираку» (2003) туда было направлено более 1 900 человек [3, с. 172].

Итоги операции Многонациональных сил (далее – МНС) «Буря в пустыне» по освобождению территории Кувейта от иракских войск свидетельствовали, что нагрузка на личный состав космических сил США при решении ряда ключевых задач была в три раза выше, чем при их участии в военных учениях. При этом был выявлен дисбаланс между возможностями по оперативной переброске, развертыванию и решением командования США (по видам ВС) стоящих задач (на различном уровне) и их информационно-космическим обеспечением[2]. Анализ показал, что задачи космического обеспечения более успешно решались в оперативно-стратегическом звене управления, хуже – на тактическом уровне, в подразделениях и частях союзников. Это объяснялось тем, что космическое обеспечение войск (сил) США и их союзников в регионе в исследуемый период в тактическом звене находилось в начале 1990-х годов на недостаточном уровне из-за возросших требований к объему, оперативности и качеству получаемой и обрабатываемой цифровой информации, которая добывалась, обрабатывалась и передавалась (ретранслировалась) с помощью КС на наземные, воздушные или морские пункты управления. Имевшиеся системы управления в тактическом звене оказались неспособны обрабатывать огромный массив информации, или получаемая информация имела ограниченный доступ из-за уровня секретности [4, с. 126–127; 44].

Возникавшие проблемы в области космического обеспечения в зоне Персидского залива были связаны прежде всего как с отсутствием новых доктринальных (уставных) документов, так и с недостатком специалистов, которые находились в зоне конфликта, а также с их низким уровнем подготовленности.

Командующий Объединенного космического командования (далее – ОКК) ВС США генерал Чарльз Хорнер (с июня 1992 года по июнь 1994 года) считал, что разработка новой доктрины по космической политике и проведению космических операций позволила бы организовать, обучить, оснастить и подготовить космические силы США к будущим войнам. Чарльз Хорнер указывал, что наиболее существенным недостатком, выявленным в процессе эксплуатации КС с начала военных действий в зоне Персидского залива (1990–1991), был низкий уровень подготовки личного состава космических сил США при использовании данных от космических средств (далее – КСр), особенно разведывательных. Личный состав космических сил США, прибывавший в зону Персидского залива в начале кампании, даже не был знаком с принципом использования орбитальных группировок (далее – ОГ) КС, такой как «ДСП»[3] и «Навстар». После этого Ч. Хорнер начал активную кампанию по интегрированию космоса «на место обеспечивающей роли при ведении боевых действий» [5, с. 24]. А ОКК ВС США в ответ на высказанную потребность относительно обучения командиров различного звена важности космического обеспечения опубликовало «Космическое обеспечение войск» в декабре 1992 года [6, с. 185].

Анализ показал, что директивы, рекомендации и уставы, относившиеся к процессу образования и обучения ОКК ВС США [7, с. 65] в исследуемый период, а также к его видовым

---

[1] В различных отечественных источниках встречается наименование «Лис в пустыне» и «Лиса пустыни», что связано с особенностями перевода с английского языка. Здесь и далее будет использоваться название «Лис в пустыне».

[2] Далее вместо термина «информационно-космическое обеспечение» будет использовать принятый в ВС США термин «космическое обеспечение» (См.: Joint Doctrine for pace Operations. August 9th, 2002. – URL: https://www.hsdl.org/?view&did=3761 (дата обращения: 17.10.2017).

[3] Выполняла функции предупреждения о ракетном нападении на ТВД. – *Прим. авт.*

компонентам, касались ряда основных направлений: совершенствования и поддержки функциональных требований в отношении обучения; проведения учений; создания обучающих моделей и симуляторов (аппаратно-программных комплексов моделирования обстановки); оказания помощи в разработке учебного расписания; обучения инструкторов; разработки компетенций, «списка ключевых заданий»; оказания содействия командующему Объединенного центрального командования (далее – ОЦК) ВС США в разработке операции и ведении военных действий.

Именно отсутствие у личного состава космических сил специальных знаний, навыков и опыта работы на требуемом уровне, наряду с необходимостью доработки некоторых технологий и доктринальных положений [7, с. 65], начиная с середины 1990-х годов, стало критически важным для комплексного применения космических сил США при решении поставленных задач в зоне Персидского залива. По сути, от этого во многом зависела возможность дальнейшего эффективного применения ВС США и их союзников на удаленных и неподготовленных ТВД, каким была зона Персидского залива, да и весь Ближний Восток [8].

Среди факторов, влиявших на качественные стороны набора военнослужащих в зону Персидского залива в период с 1990 по 2003 год для нужд космических сил США, можно отметить те, которые имели наиболее важное значение, – *системы мероприятий по военно-профессиональной ориентации и подготовке молодежи (призывников)* к выполнению стоящих задач. В осуществлении этой задачи участвовали как специалисты по вербовке и отбору, так и военное командование.

В подразделениях, учебных заведениях и различных военных учреждениях в составе штабов космических сил США были кадровые органы, которые занимались вопросами комплектования военнослужащих и гражданских специалистов, переподготовки, повышения квалификации и продвижения по службе. Они анализировали состояние дисциплины, профессиональной подготовки и морального состояния военнослужащих, разрабатывали программы и планы набора кадров.

Непосредственной подготовкой к военной службе в космических силах США занимались специальные военные учебные заведения США [9]. Командование этих учебных заведений содействовало работе кадетских корпусов, поддерживало тесные контакты с гражданскими учебными заведениями, имевшими программы войсковой подготовки студентов к службе в космических силах США или в резерве [10, с. 90].

Известно, что в масштабе ВС США ежегодно в военных училищах обучалось почти три миллиона военнослужащих и представителей гражданского персонала[4]. Учитывая, что в стенах разновидовых военных училищ ежегодно готовили «сотни и сотни» курсантов [11, с. 8], по мнению автора, всего для нужд космических сил США в 1990–2003 годах было подготовлено несколько тысяч (около 10 000) человек [12].

Несмотря на довольно высокий уровень системы подготовки кадров для нужд космических сил США, к началу военных действий в зоне Персидского залива (в 1991 году) возникла острая потребность в обеспечении учебного процесса по запросу как видовых командований ВС США, так и командования ВС США в лице Комитета начальников штабов (далее – КНШ). Поэтому в обучении был реализован новый принцип – «В любое время, в любом месте». Это позволило существенно повысить качество обучения при поддержании заданного уровня боевой готовности космических сил США [13, с. 7].

Примечательно, что потребность космических сил США в специалистах в начале 1990-х годов, которые проходили бы службу на Ближнем Востоке, была незначительной – порядка 200 человек (во время захвата Ираком территории Кувейта). К 1998 году во время операции «Лис в пустыне» под командованием ОЦК ВС США на Ближнем Востоке находились уже около 600 специалистов, а в ходе операции «Свобода Ираку» в 2003 году постепенно штат-

[4] В основном процесс формального военного обучения и образования осуществлялся на централизованной основе в учебных заведениях, и его длительность составляла несколько недель или месяцев. – *Прим. авт.*

ный состав специалистов космических сил США был увеличен с 688 до 1 966 человек командного и инженерного состава [3, с. 172].

Следовательно, с начала действий группировки войск (сил) США и их союзников в зоне Персидского залива с 1990-го и до 2003 года увеличение штатов специалистов космических сил США в этой зоне ответственности возросло практически в 10 раз [12].

При этом основная часть личного состава (около 90%) использовалась на штатных местах базирования ВС США в других регионах мира (рис. 1) [14, с. 245].

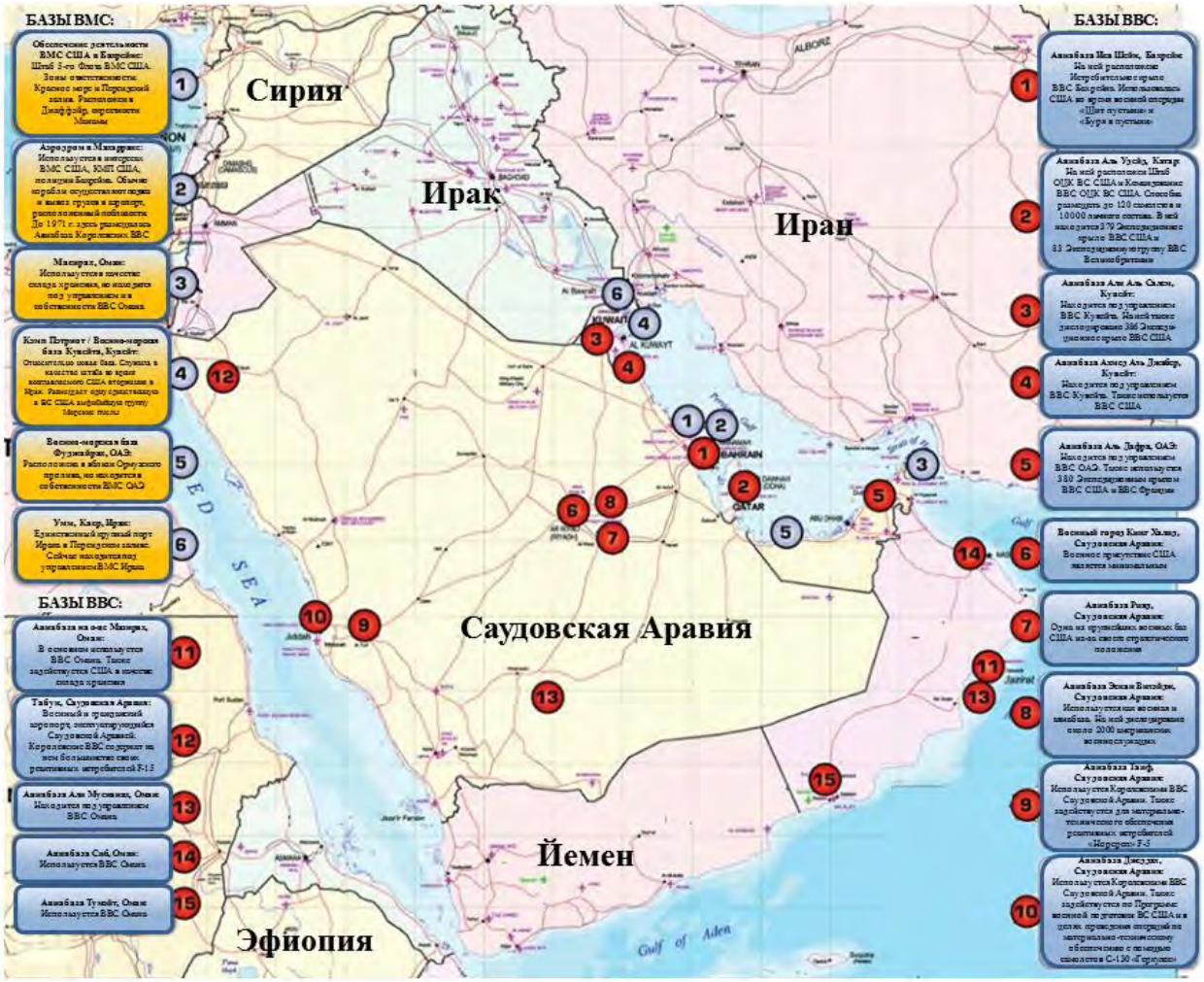


Рис. 1. Базы ВВС США на Ближнем Востоке

Учитывая те факты, что на Ближнем Востоке находилось около 20 авиабаз, а также что под управлением ВВС США находилось около 90% всех КС, можно сделать вывод, что космические силы США были в значительной мере представлены в ходе военных конфликтов в зоне Персидского залива.

Проблемы с кадрами в космических силах США возникли с начала 1990-х годов из-за масштабных сокращений личного состава после окончания «холодной войны». В то же время группировки войск (сил) США все чаще стали принимать участие в операциях за пределами страны. В результате в 1990-е годы средний срок командировки в зону военных действий составлял шесть месяцев. С 2000-х годов этот срок был увеличен до одного года. Более того, многие солдаты и офицеры, служившие в зоне Персидского залива, отправлялись туда дважды, а иногда и трижды [10, с. 93].

После создания в 1991 году Объединенным космическим командованием ВС США и космическими командованиями (далее – КК) видов ВС США групп космического командования

(далее – ГКО) ситуация с подготовкой кадров улучшилась. ГКО предназначались для оперативной поддержки, обучения и подготовки контингентов вооруженных сил в условиях военных действий. В зоне Персидского залива они обеспечивали военные учения, а также осуществляли обучение и подготовку личного состава даже спустя восемь лет после окончания военной операции «Буря в пустыне», что позволило участвовать в новой операции «Свобода Ираку», имея более подготовленные кадры (табл. 1).

Табл. 1

Количественные характеристики активности ГКО, начиная с августа 1998 года по август 1999 года [11, с. 34]

ГКО	Вид активности				Итого
	Военные операции	Военные учения	Образование	Обучение	
Объединенные	3	7	7	1	18
ВВС США	16	10	52	11	89
СВ США	3	28	9	16	56
ВМС США	3	5	5	6	19
Итого	25	50	73	34	182

Анализируя приведенные в таблице данные, можно сделать вывод, что, начиная с конца 1990-х годов, в ВС США ежегодно проводилось около 200 мероприятий различного характера, в которых принимали участие космические силы США.

Среди слушателей космических сил США, проходивших обучение в военных вузах, спросом пользовались те учебные программы, которые помогали получить нужные знания и профессию. Таких программ, используемых с начала 1990-х годов, в США было несколько. Например, в интересах космических сил Сухопутных войск (далее – СВ) США было запущено онлайн-приложение профессионального развития «Арми кэриэ трекер», объединяющее в себе информацию из 15 баз данных и систем [14, с. 247]. В отношении должностей специалистов космических сил США к новобранцам предъявлялись высокие требования, отмечалась необходимость прохождения службы в течение установленного срока [10, с. 92–93].

Для привлечения в космические силы США квалифицированных специалистов на должности рядовых и сержантов в зависимости от выслуги лет в регулярных войсках были установлены значительные единовременные выплаты для оплаты учебы. При этом новобранец должен был иметь аттестат о среднем образовании, пройти курс военной подготовки по дефицитной специальности и подписать контракт на службу в течение нескольких лет.

Уровень подготовки и доподготовки унтер-офицерского и рядового состава был очень важным показателем по отношению к возможности ВС США применять высокие технологии и удерживать высокие темпы ведения боевых действий [1, с. 49].

После освобождения захваченной ВС Ирака территории Кувейта процесс доподготовки специалистов для нужд космических сил США стал приобретать системную направленность. Появились новые учреждения, предназначенные для обучения, подготовки и обеспечения действий космических сил, что оказало влияние на качество решаемых задач. СВ, ВВС и ВМС США ускоренными темпами начали работу по улучшению космического обеспечения своих войск (сил). Так, среди созданных командованием ВВС США новых структурных подразделений следует отметить 14-ю воздушную армию КК ВВС, Центр космических операций (далее – ЦКО) КК ВВС, Национальный испытательный центр (далее – НИЦ), существовавший в рамках ЦКО, а также ГКО [1, с. 49].

Одной из многочисленных задач ЦКО КК ВВС США являлось проведение обучение командного состава, операторов КС и личного состава команд космического обеспечения. По мере развития центра были добавлены две испытательные эскадрильи (1995) и инновационная Космическая боевая лаборатория (1997). Были созданы и другие подразделения, имев-

шие свои особенности в ходе реализации научно-исследовательских и обучающих функций [16].

Иными словами, задачей ЦКО КК ВВС США являлись развитие и испытание концепций, а также процедур, позволявших наиболее полно эксплуатировать уникальные возможности систем космического базирования посредством отработки новых тактических приемов тактического звена управления, проведения испытаний, тренажа, анализа и обучающих программ.

Благодаря усилиям командующего КК ВВС США генерала Чарльза Хорнера, была создана программа «ТЕНКАП»[5] ЦКО, которая предназначалась для разработки планов проведения военных учений с целью подготовки войск с учетом возможностей КС[6].

На НИЦ КК ВВС США была возложена обязанность по оказанию помощи в проведении образовательного процесса по подготовке специалистов разновидовых КК для обеспечения сил объединенных оперативных формирований (далее – ООФ), действовавших на Ближнем Востоке [8].

ЦКО отвечал за проведение учебных курсов по применению КС для различных уровней обучения. Первый выпуск специалистов в области тактики КС, подготовленных в ЦКО, произошел в июле 1994 года. Это учебное заведение (бывшие «Инструкторские курсы по космической тактике») было основано генералом Чарльзом Хорнером, для того чтобы помочь офицерам космических сил США улучшить их профессиональные знания.

В училище была реализована практика «перекрестного» обмена опытом между различными агентствами (видами и родами ВС США), благодаря чему удалось реализовать обмен навыками и опытом, которые передавались через различные структурные подразделения космического сообщества. ВВС США разработали еще один учебный курс для ГКО ВВС США, который был предназначен для подготовки специалистов космических сил США, а также для обучения личного состава, оказывавшего поддержку командующему объединенными ВВС ОЦК ВС США и его штабу.

В системе подготовки кадров ВС США были созданы факультативы, предоставлявшие возможность обучения офицерам всех видов в интересах космических сил США. Они функционировали в виде трех- и четырехдневного учебного курса общей направленности, предназначенного для аудитории с широким общим образованием, включая высшее руководство космических сил США. Все эти учебные курсы были направлены на повышение знаний в области применения космических сил США в ходе ведения военных действий [8].

Университет национальной обороны США, военные колледжи и училища видов ВС США послевузовского образования (второго уровня) обеспечивали проведение базового военного обучения по программе подготовки специалистов космических сил США (как военнослужащих, так и гражданских представителей других ведомств)[7]. Эти учебные заведения в ходе своей работы активно учитывали в учебном расписании положения политики национальной безопасности, ресурсного менеджмента, а также накопленный опыт ведения военных действий ООФ.

---

[5] В 1977 году конгресс США распорядился о начале программы «Тактическая эксплуатация национальных средств − ТЕНКАП» ВВС США, имевшей три основные задачи: эксплуатацию КС для тактических вариантов применения через разработку проектов-прототипов; разработку проектов КС для тактических вариантов применения; подготовку войск с учетом возможностей и полезности КС. Программа «ТЕНКАП» демонстрировала самые современные космические технологии с акцентом на совершенствовании возможностей боевых подразделений в полевых условиях, последующим переходом этих военно-космических систем в войска намного быстрее, чем традиционные процессы освоения. – *Прим. авт.*

[6] Имелись в виду реалистичные военные игры «Красный флаг», целью которых являлось обучение пилотов из США, стран-участниц НАТО и других союзников на основе реальных учебно-боевых ситуаций в воздушном пространстве. – *Прим. авт.*

[7] Университет национальной обороны США находился в подчинении у председателя КНШ ВС США. В его ведении были вопросы высшего военного образования, а также проведение исследований, относящихся к области национальной обороны.–*Прим. авт.*

В июле 1998 года Объединенный штаб опубликовал руководство для гражданских и военных учебных заведений США, в котором были определены варианты применения КС и их возможности, которые ранее не были соответствующим образом представлены в учебном расписании профессионального военного образования (далее – ПрВО).

Степень включения информации по применению КС в учебное расписание гражданских и военных учебных заведений США послевузовского образования имела значительное отличие. Более того, у этих учебных заведений отсутствовал критерий по определению объема информации о применении КС [15, с. 35].

В табл. 2 представлены наиболее важные военные учебные заведения МО и видов ВС США, в которых проходили подготовку кадровые офицеры космических сил по программам послевузовского образования, а также дано количество учебных курсов или занятий, предоставляемых этими учебными заведениями с их определенной специализацией. Анализ данных таблицы позволяет сделать вывод, что хуже всего КС внедрялись в КМП США. Некоторые образовательные заведения внедряли информацию о применении КС как составную часть учебных курсов или занятий, которые в основном относились к другим изучаемым предметам. В общем, учебные курсы и занятия, представленные в таблице, не могли подлежать сравнению, ввиду того что у них сильно отличались продолжительность учебного расписания и количество учебных часов [15, с. 35].

Таблица 2

Учебные курсы и занятия в военных учебных заведениях МО США, имевших отношение к вопросам применения КС в период с 1990 по 2003 год [15, с. 37]

Учебное заведение	Военный колледж или училище	Базовые учебные курсы или занятия по применению КС	Факультативные учебные курсы или занятия по применению КС
Университет национальной обороны	Промышленный колледж ВС США, г. Вашингтон (округ Колумбия)	1	1
	Штабной колледж ВС США, г. Норфолк (шт. Вирджиния)	0	2
	Национальный военный колледж, г. Вашингтон (округ Колумбия)	0	1
ВВС США	Военное офицерское училище, авиабаза Максвелл (шт. Алабама)	0	0
	Военный колледж командования и штаба ВВС США, авиабаза Максвелл (шт. Алабама)	4	1
	Военно-воздушный колледж ВВС США, авиабаза Максвелл (шт. Алабама)	14	3
ВМС США	Военно-морское училище послевузовского образования, Монтерей (шт. Калифорния)	7	0
	Военно-морской колледж, г. Ньюпорт (шт. Род Айленд)	0	1
СВ США	Военный колледж командования и Главного штаба СВ США, Форт Ливенворс (шт. Канзас)	0	2
	Военный колледж СВ США, г. Карлисль (шт. Пенсильвания)	0	1
КМП ВС США	Военный командно-штабной колледж КМП США, г. Куантико (шт. Вирджиния)	0	0
	Военный колледж КМП США, г. Куантико (шт. Вирджиния)	0	0

В расписаниях учебных занятий Университета национальной обороны и Индустриального колледжа ВС США особое место занимало изучение материалов и вопросов материально-технического обеспечения (далее – МТО) (логистических процессов) и «Программы изучения промышленности».

В составе Университета ВВС США на авиабазе Максвелл (шт. Алабама) находились три военных училища, обеспечивавших проведение ПрВО. Для младших офицеров в Офицерском училище ВВС США проходили учебные занятия по некоторым вопросам применения КС, но в этих училищах проводились учебные курсы, содержание которых отражало вопросы применения КС, так как основным направлением этого учебного заведения являлось формирование лидерских качеств, военных ценностей и навыков руководства. Для старших офицеров в учебных программах Командно-штабного училища ВВС США имелось несколь-

ко учебных занятий по применению КС, например: «Космическое пространство при планировании объединенных военно-воздушных операций» и «Космические средства и их влияние на деятельность войск». Аналогично для высших офицеров Военное училище ЦКО ВВС США предлагало перечень учебных занятий, основной акцент в которых был на изучении роли информации, полученной из космического пространства, например: «Будущая космическая архитектура – МО США», «Базовые компетенции космического доминирования ВВС США», а также обучение по военным, гражданским и коммерческим КС. Официальный представитель училища заявил, что информация о применении КС стала включаться в состав учебных занятий гораздо чаще, однако еще оставался довольно большой объем работы по данному направлению работы [15, с. 38]. Всего для обучения специалистов по программам космических сил в 1990–2003 годах было разработано и внедрено около 40 базовых и факультативных учебных курсов различной продолжительности.

В дополнение к учебным занятиям, которые стали проводиться в стенах Военного училища ЦКО ВВС США, приблизительно с 1999 года начали предлагать новый учебный предмет – «Аэрокосмический базовый курс» – для молодых кадровых офицеров, направленный на формирование общего понимания о возможностях космических средств (далее – КСр) у представителей ВВС и космических сил США.

Официальные представители Военно-воздушных сил (далее – ВВС) США также заявили, что ЦКО КК ВВС США начал предлагать более современную и углубленную программу подготовки военнослужащих из числа личного состава видов ВС США, гражданского персонала МО США, а также подрядчиков, проводящих научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки (далее – НИОКР) за счет государственного финансирования. Это обучение было направлено на эффективное внедрение КСр во время проведения военных операций, включая использование военных, разведывательных, гражданских и коммерческих КС. В состав пяти учебных курсов входили образование и обучение, ориентированные на ключевой личный состав, от которого напрямую зависели усилия по интеграции КСр во время проведения боевых операций [15, с. 38].

В военно-морском училище послевузовского образования в г. Монтерей (шт. Калифорния) проводилось несколько учебных курсов для изучения учебной программы по применению КС при осуществлении космических операций, которые были ориентированы исключительно на космос: «Космические системы и операции», «Космическая технология и варианты применения», а также «Военно-космические системы и их структуры». В Военно-морском колледже в г. Ньюпорт (шт. Род Айлэнд) ВМС США предлагался факультативный учебный курс по «Космической политике и космическим операциям». В соответствии с информацией, полученной от официального представителя вуза, современное планирование применения КС соответствующим образом было раскрыто в базовом учебном расписании [15, с. 38].

К концу 1990-х годов в военных колледжах СВ США отсутствовали базовые учебные курсы, «План повышения квалификации по применению космических систем в СВ США» призывал к внедрению знаний по применению КС в учебное расписание ПрВО в соответствии с временными рамками, заданными долгосрочным планом ОКК ВС США.

По информации официальных представителей МО США, полученной в 1999 году, СВ США разработали учебное расписание, которое было ориентировано на проведение космических операций. В начале 2000-х годов эти материалы были задействованы для преподавания офицерских базовых и углубленных учебных курсов. В 1999 году два крупнейших военных колледжа ВС США включили информацию о применении КС в факультативное учебное расписание ПрВО.

Для старших офицеров Военный колледж командования и Главного штаба СВ США начал проводить «Учебный курс по ориентации в космической деятельности США», а также «Учебный курс по проведению космических операций». Для высших офицеров Военный

колледж СВ США предлагал факультативный учебный курс по «Военным космическим операциям» [15, с. 39].

В Университете КМП США (1999) в учебном расписании Военного командно-штабного колледжа и Военного колледжа в г. Куантико (шт. Вирджиния) не было специфических образовательных курсов по применению КС. Однако представители Командно-штабного колледжа пригласили специалистов разновидовых КК ВС США и ВВС США для того, чтобы помочь курсантам, проходившим обучение на учебных курсах по дисциплинам, относившимся к использованию космического пространства. В Военном колледже в учебном курсе по «Национальной безопасности и ведению боевых действий объединенных оперативных формирований (далее – ООФ)» делался акцент на проведение военных игр, чтобы позволить курсантам отработать на практике космические принципы и концепции, изученные в течение года в процессе обучения. Курсанты также осуществляли двух дневную ознакомительную поездку в ОКК ВС США в г. Колорадо.

В соответствии с заявлением официального представителя Университета, образовательный план повышения квалификации был опубликован в начале 2000-х годов, что показало, в свою очередь, возросшую роль средств космического базирования, а также их влияние на проведение военно-морских и военных операций [15, с. 39].

До момента появления специализированных учебных программ военные учебные заведения послевузовского образования МО США и видов ВС США испытывали определенные трудности, связанные с разработкой нового учебного расписания и подготовкой соответствующего материала [15, с. 40].

После операции «Буря в пустыне» в среде опытных операторов космических сил начался процесс объединения. Члены этой группы, не признанной тогда формально, по сути, являлись предшественниками широкого движения в ВС США, направленного на создание корпуса обученных и опытных офицеров, способных использовать возможности космического пространства в интересах вооруженных сил [17].

КК СВ США высоко оценивало офицеров, подготовленных по программе курсов подготовки специалистов в области применения КС, соответствовавших ВУС «FA 40»[8], которая с самого начала стала чрезвычайно популярной и привлекла многих офицеров. Во время своего интервью в 2000 году директор Центра развития и интеграции СВ США, полковник Г.К. Коллинс, отметил: «Мы имели 400 % офицеров, желавших стать представителями космических сил, относительно количества людей, которых мы могли фактически принять» [18, с. 6]. Несколько лет спустя после окончания проведения операции «Свобода Ираку» было подсчитано, что более 150 офицеров СВ США получили в соответствии с кодом ВУС «FA 40» новое назначение для прохождения службы в качестве офицеров, предназначенных для обучения проведению космических операций. Эти офицеры несли службу в 29 различных объединенных командованиях (ОК) и командованиях СВ США, а также организациях МО США во всех звеньях управления, внося существенный вклад в улучшение возможностей командиров по использованию информации, полученной от космических сил [19, с. 10].

Известно также, что во время проведения операций «Свобода Ираку» и «Несокрушимая свобода» 9% всех военнослужащих, имевших код военно-учетной специальности «FA 40», занимали 80% руководящих должностей, связанным с применением КС, в корпусах и дивизиях СВ США, а также 33% от общего количества руководящих аналогичных должностей [14, с. 245].

Начиная с 2000-х годов и до начала операции «Свобода Ираку» именно Курсы повышения квалификации офицеров по проведению космических операций выполняли основную роль в ходе реализации программы обучения по применению КС, являвшейся к тому времени частью учебного расписания в военных училищах СВ США. Это обучение обеспечивало полу-

[8] FA40 (англ. «Фанкшенэл эреа») – «функциональная зона 40». – *Прим. авт.*

чение офицерами, унтер-офицерами, рядовыми, а также гражданским персоналом соответствующего фундаментального уровня знаний. Курс был разбит на две части, обучение проводилось до трех раз в год. Первая часть этих курсов представляла собой цикл «Космос 200», преподававшийся в Космическом институте национальной безопасности (КИНБ); вторая часть преподавалась Управлением подготовки кадров и разработки новых доктрин КК СВ США. Оба этих учреждения были расположены в г. Колорадо Спрингс (шт. Колорадо). Хотя обе эти части этого курса могли быть изучены по отдельности, целью являлось пройти их вместе. При этом существовало обязательное требование в изучении цикла «Космос 200» до начала второй части курсов. Курсы были предназначены для гарантирования новичкам по ВУС «FA 40» понимания пяти основных задач в области применения КС. К этим задачам относятся: управление, совершенствование, поддержка, применение КС и ситуационная осведомленность. В результате военнослужащие получали больше знаний, навыков и умений, становились более уверенными в процессе работы с КС и изделиями. Кроме того, специалисты космических сил США, получившие код ВУС «FA 40», были обязаны также обучать и подготавливать других военнослужащих к вопросам, относящимся к космосу, в соответствии с Космической стратегией обучения СВ США.

Для офицеров обучение на этих курсах было обязательным перед первоначальным назначением на должность. Офицеры, которые не прошли такого обучения, не рассматривались для последующего обучения в гражданских учреждениях, а также для обучения с представителями промышленных предприятий [14, с. 247].

Хотя ученая степень в области технических наук не являлась обязательным требованием, ввиду своей технической направленности, офицеры должны были быть способны точно и ясно оперировать технической информацией и концепциями. Стоит добавить, что из-за довольно высоких требований к данной специальности более 70% представителей «FA 40» обладали ученой степенью. Кроме того, офицеры должны были иметь допуск к совершенно секретным сведениям [14, с. 245].

СВ США, действительно, осознавали важность использования КС при ведении боевых действий. Об этом свидетельствовали введение кода ВУС «FA 40», обучение и организация курсов повышения квалификации специалистов КК СВ США, развертывание ГКО СВ США, а также создание новых подразделений, таких как «Эксперты по КС».

Благодаря тесному взаимодействию с ВВС США и совершенствованию профессиональных развивающих учебных курсов, в рамках ВУС «FA 40» были приведены в соответствие с вопросами применения КС и улучшены разработанные в КИНБ программы обучения в СВ США. Это положение подтверждают слова командующего КК СВ США генерал-лейтенанта Л. Доджена (с декабря 2003 по 2006 год) [19, с. 4, 58], заявившего в одном из своих интервью ведомственному журналу, что «десятилетие с 1995 по 2005 год было инновационным временем для профессиональных кадров космических сил США» [19, с. 10, 11].

С конца 1990-х годов все виды ВС США на регулярной основе стали проходить обучение и принимать участие в военных учениях, используя доктрину «Единое видение 2010», в ходе которых отрабатывались вопросы космической поддержки, применения космических систем, а также проведения космических операций.

Особое внимание при проведении военных учений уделялось использованию симуляторов (аппаратно-программных комплексов), позволявших точно моделировать космическую обстановку (таких как «Портативная космическая модель», «Протокол моделирования обобщающего уровня», «Единая система моделирования», «Национальная модель воздушно-космических операций»). При отработке сценариев военных учений они позволяли точно внедрять КСр (гражданские, военные и коммерческие), благодаря чему в войсках (силах) появлялась возможность использования их в качестве средства поддержки принятия решений при освоении новых КС. Командующий ОЦК подтверждал важность таких моделей.

Взаимодействие с частными, общественными и коммерческими организациями являлось важным элементом при подготовке кадров космических сил США.

Отмечается, что подготовка личного состава космических сил ВВС США для выполнения обязанностей в зоне Персидского залива в период с 1990 по 2003 годах отвечала в большей степени требованиям, разработанным МО США (табл. 3). Действия СВ и ВМС США по подготовке собственных специалистов по космическим системам носили более ограниченный характер [20, с. 1].

Таблица **3**

Инициативы, выдвигаемые стратегией развития специалистов по КС ВВС США [20, с. 6]

Инициатива	Описание
Идентификация и классификация специалистов по КС	Определить уникальные навыки, которые отличают специалистов по КС в других профессиональных специальностях, а также идентифицировать квалифицированных специалистов в области КС
Обучение и образование	Установить более сильное, технически ориентированное образование в области КС и обучающих программ
Должности и обязанности	Идентифицировать каждую должность специалиста по КС и определить уровни образования, опыта, а также требования к сертификации для каждой должности
Сертификация	Разработать программу сертификации, предназначенную для измерения прогресса на протяжении всей карьеры
Профессиональное развитие	Определить критерии по карьерному развитию специалиста по КС
Руководство	Установить постоянную функцию по руководству профессионалами в области КС

Командованию космических сил США удалось идентифицировать задачи и этапы подготовки кадров для их службы в зоне Персидского залива. Так, в СВ США были выявлены офицеры, имевшие опыт использования КС и прошедшие соответствующее обучение. После этого для таких офицеров было организовано прохождение специального обучения.

Командующий КК ВВС США генерал Л. Лорд (с апреля 2002 года по апрель 2006 года) [21] по поводу подготовки кадров неоднократно заявлял, что, столкнувшись с необходимостью размещения в ходе проведения операции «Свобода Ираку» более 1 900 человек из состава КК ВВС США [19, с. 3], потребовалось привлечение всех, каких только можно было найти, профессионалов по КС.

При этом уровень их подготовки напрямую зависел от интенсивной доподготовки, проходившей в условиях ведения усложнявшихся боевых действий. Каждый профессионал по КС должен был расширять свой кругозор (знания), знать системы вооружения и какое влияние они оказывают на ход объединенных военных операций.

О важности дополнительного образования военно-космических сил говорили также начальник Центра координации ВВС ОЦК генерал-лейтенант Д. Лиф (с февраля по апрель 2003 года) [22] и командующий КК СВ США генерал-лейтенант Л. Доджен [22, с. 4, 58]. Последний сказал, что успешное завершение первых этапов операции «Свобода Ираку» было обеспечено хорошо подготовленными профессионалами космических сил [23].

Таким образом, накануне и во время проведения военных операций в зоне Персидского залива (1990−2003) особое место в ВС США отводилось качественной и четко спланированной подготовке личного состава и гражданского персонала космических сил. Только обученные и грамотные специалисты, эксплуатирующие КС в зоне Персидского залива позволили командованию США и их союзников в проводимых операциях выполнить весь комплекс по

ставленных боевых задач в установленные сроки в соответствии с намеченным планом и с минимальными потерями.

Список используемых источников

1. *Cordesman A.* GW-3 The Forces Engaged. – October 15, 1994. – 135 p.

2. *Hoffman T.*Space Plays Key Role in Operation Desert Fox. – URL: http://www.european-security.com/n_index.php?id=658 (дата обращения: 10.04.2018).

3. *Nspires D.* Beyond the horizons. – Colorado, 2007. – 420 p.

4. *Cohen, Dr. Eliot A, Director*. Gulf War Air Power Survey. Volume V. Washington. US Air Force/Government Printing Office.1993. – 972 p.

5. USSPACECOM 1992 Historical Summary (U), (Headquarters, US Space Command Office of History). 145 p. (Secret – NOFORN) Information extracted is unclassified.

6. Command History, United States Space Command: January to December 13992, Narrative (U), (Headquarters, US Space Command Office of History). 245 p. (Secret – NOFORN) Information extracted is unclassified.

7. United States Space Command Operations Desert Shield and Desert Storm Assessment. January 1992. 109 p.; Field Manual 100–18. – 130 p. – URL: https://www.globalsecurity.org/space/library/policy/army/fm/3-14/fm3-14.pdf (дата обращения: 17.10.2017).

8. *Gallegos F.* After the Gulf War: Balancing Spacepower's Development. URL: http://fas.org/spp/eprint/gallegos.htm (дата обращения 10.04.2018).

9. Американский путь на военную службу.−URL: http://bio.fizteh.ru/amer_put_na_voen_slug hbu.htm (дата обращения: 10.04.2018).

10. *Богданов В.Н.* Зарубежный опыт подготовки кандидатов для службы в армии и на флоте. Монография. – М.: ИВИ МО РФ, 2009. – 392 с.

11. *Maj. Pugsley. Th.S.* Army Space education: closing the gap with operational force. 23rd Annual AIAA/USU Conference on small satellites. –2009. – 13 p.

12. Подсчитано автором на основе отечественных и зарубежных источников.

13. Defense Acquisitions. Stronger Management Practices Are Needed to Improve DOD's Software-Intensive Weapon Acquisitions. Report to the Committee on Armed Services, U.S. Senate. March 2004. – 53 p. – URL: http://www.gao.gov/cgi-bin/getrpt?GAO-03-393.pdf (дата обращения: 20.11.2018).

14. Department of the Army Pamphlet 600–3.Personnel-General.Commissioned Officer Professional Development and Career Management.2014. – 486 p. – URL: https://actnow.army.mil (дата обращения: 17.04.2018).

15. GAO/NSIAD-00-81 Military Space, May. 2000. –50 p. –URL: http://www.gao.gov/products/NSIAD-00-81 (дата обращения: 17.04.2018).

16. *Capt. Ozmun C.D.* 50th Space Wing Public Affairs Air Force Space Command establishes new Space Battlelab. – URL: http://fas.org/irp/news/1997/n19970707_970808.html (дата обращения: 10.04.2018).

17. *Dodgen L.J.* Space and Missile Defense: Essential Capabilities for the Army, Joint Force & the Nation». – 2004. – URL: http://findarticles.com/articles/mi_qa3723/is_200410/ai_n9446303/ (дата обращения: 10.04.2018).

18. *Pierce J.* Functional Area 40 Continues Growth. The Eagle October. 2000.

19. High frontier.The journal for space professionals and Missile professionals. Summer 2005. Volume 1, Number 4. P. 3–58.

20. Defense space activities. Organizational Changes Initiated, but Further Management Actions Needed. Report to Congressional Committees. GAO. April 2003. 39 p. URL: http://www.gao.gov/assets/240/237923.pdf.

21.General Lance W. Lord. – URL: http ://www.af.mil/About-Us/Biographies/Display/Article/105049/general-lance-w-lord/ (дата обращения: 17.10.2017).

22. Lieutenant general Daniel P. Leaf. URL: http://www.af.mil/About-Us/Biographies/Display/Article/104990/lieutenant-general-daniel-p-leaf/ (дата обращения: 17.10.2018).

23. *Statement by Lieutenant general Dodgen L.J.*, USA commanding general, U.S. Army space and missile defense commandand U.S. Army forces strategic command. March, 9th, 2005. – URL: https://www.globalsecurity.org/space/library/congress/2005_h/050316-dodgen.pdf (дата обращения: 17.10.2018).

Avksentyev A.A. Calculation of optimum distance, since which it is necessary in a vicinity of a circular orbit to start short-range guidance // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 7–13.

Results of calculations of optimum distance, since which it is necessary to substitute long-range guidance for short-range guidance at rapprochement of a space vehicle with orbital object in a vicinity of a circular orbit, are presented. The basic laws, which determining changes of optimum distance and quality parameters of rapprochement depending on initial distance between considered objects and from the acceleration created by jet engine of a space vehicle, are revealed. Losses on rapprochement time and on characteristic speed, as a result of changing distance on which the space vehicle starts to use short-range guidance from optimum up to 100 km, are calculated.

Key words: approaching, spacecraft, orbital object, short-range guidance, long-range guidance.

Basyrov A.G., Zakharov I.V., Shushakov A.O. The method of choice structure of heterogeneous hierarchical computer system using a genetic algorithm // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 14–24.

The area of advantages of evolutionary search as a method of combinatorial optimization is marked. Specify how to formalize complex hierarchical heterogeneous structure and proposed operators of the genetic algorithm. The method of choosing rational parameters of the algorithm that allows achieving a satisfactory rate of convergence for a large dimensionality of the problem is developed. Demonstrated examples of the search rational structure of onboard computer system of spacecraft by the method and proposed ways to choice a variant of designing it.

Key words: computer system, heterogeneous system, evolutionary search, genetic algorithm, stochastic programming.

Bugaichenko P.Y., Privalov A.E., Hlebnikov S.G. Imitation model for managing the resources of the cosmodrome // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 25–34.

The article proposes an imitation model for managing the resources of the cosmodrome, built using the concept of system dynamics. The initial data used IDEF0-diagram of the launch of the spacecraft. The results of a full factorial experiment with the developed imitation model are presented. The application of the model for the solution of the problem of analysis and optimization of control of the resource flows of the cosmodrome is substantiated.

Key words: system dynamics, resource management, IDEF0-diagram, cosmodrome, spacecraft launch.

Abazina E.S., Erunov A.A., Korovin V.M. Computational complexity of formation algorithms of the stegochannel with code consolidation into a video stream // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 35–44.

Analytical dependences of estimation of computing complexity of perspective algorithms of forming of the stegochannel with code consolidation into a video stream are provided. The choice of element base taking into account requirements to timeliness of delivery of video data and labor input of their digital processing according to the JPEG standard, and also the operations performed in addition at the organization of the stegochannel with code consolidation is performed.

Key words: computational complexity of an algorithm, the time efficiency of an algorithm, number of elementary transactions, domestic element base.

Kozlov A.V., Miklin D.V., Sakhno I.V. Processing of difficult radio navigational and radar signals in nonlinear temporary scale with use of properties of fractal displays // Proceedings of the Mil-

itary Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 45–55.

In work possible approaches to correlation processing of signals in radio navigational and radar-tracking systems with use of transition to nonlinear temporary scale for the purpose of increase in level of noise stability and sensitivity of the specified systems are considered.

Key words: GLONASS, processing of signals, dynamic fractals, function of dispersion of a point.

Maltsev G.N., Shtanko S.V., Harchenko A.V. Comparative analysis of unauthorized access restriction and access control methods in broadcast radio systems // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 56–68.

The comparative analysis of unauthorized access restriction schemes in broadcast radio systems and their restrictions is carried out. The unauthorized access restriction scheme to radio channels of broadcast systems based on the combined use of symmetric and asymmetric cryptoalgorithms are substantiated.

Key words: broadcast information transmission, unauthorized access, key information, symmetric and asymmetric crypto algorithms.

Alekseev V.F., Astapovich A.V. Approach to justification of requirements to metrological maintenance of modern gyro theodolite // Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 69–73.

In geoinformation systems of the Ministry of defense of the Russian Federation there is a possibility of representation of spatial information in any required coordinate system. The realization of this possibility is associated with the solution of the problem of determining the parameters of the relationship between the spatial reference systems. This problem is solved by the coordinates of the combined points. At the same time, it becomes relevant to solve the problem of justification of the number of combined points to determine the parameters of communication with such accuracy that methodological errors in the transformation of coordinates can be neglected.

Key words: geodetic measurements, normal distribution of measurement results, mean square error, mean square deviation, sample standard deviation, measurement uncertainty.

The signs of a complex frequency-manipulated signals to identify a type of radar / D.S. Voynov, S.M. Gursky, V.V. Plashenkov, K.V. Sazonov, V.V. Utkin // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 74–81.

Based on the analysis of the principles of formation of probing complex frequency-manipulated signals, the article formulated a hypothesis about the new features of complex frequency-manipulated signals for the recognition of types of radar stations in the means of radio monitoring.

Keywords: radio engineering monitoring, radar stations, complex frequency-manipulated signals, recognition features.

Skorobogatova O.A. Features of the solution of the problem of diffraction of electromagnetic waves on finite impedance wedge-shaped structures when determining the prior information on radar characteristics of means of arms and military equipment // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 82–91.

Devise a computational procedure of solution of the field of diffraction a flat electromagnetic wave(EMV) on an impedance wedge of the big electric size with a final side on the basis of Sommerfeld-Maluezhinza's method is developed. The feature of this technique consists in the received decision for partial waves, allowing to consider the scattering of waves resulting from electrodynamic interaction of an edge and a sharp edge of a wedge.

Key words: impedance wedge, Sommerfeld-Maluezhinza's method, scattering on a sharp edge.

Andrushkevich S.S., Zakharchuk I.I., Novikov S.V. Methods of protection routing in wireless networks episodic // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 92–98.

The article analyzes multicast protocols that use the property of radio waves to isotropic propagation in space. They allow you to broadcast information to a large number of subscribers. The variant of carrying out of attacking influences on routing of the ODMRP Protocol and a technique of protection against these influences is offered.

Key words: self-organizing wireless network of mobile devices, security, Protocol, information transmission, impact, retransmission, routing.

Vulnerability of user interface web applications / V.E. Bessoltsev, P.N. Markov, M.V. Perminov, K.V. Sazonov // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 99–110.

Identification of subscribers of anonymous computer networks by meaning of unique web sensor parameters: the article considers the main parameters involved in the formation of a digital identifier web browser, their impact on the identification of subscribers of anonymous computer networks.

Keywords: digital identifier of a web browser, *anonymous computer networks*.

Model of negative content in multimedia data streams with the use of dispersed video / I.A. Bugaev, K.O. Gnidko, A.O. Edinarkhova, S.A. Makarov // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 111–116.

The rapid development of modern information and telecommunication technologies causes the growth of potential threats to the psychophysiological state of operators of automated systems of special and military use. There is a need for a comprehensive study of such threats for the development of methods for identifying and neutralizing malicious information and psycho-physiological effects. This article presents the results of negative content analysis in multimedia data streams using disparant video in order to protect the human operator from information and psychological effects.

Key words: subthreshold effects, disparate video, hidden inserts, information-psychological security.

Zima V.M. Technology of interaction of special software with information protection means in specialized heterogeneous automated systems // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 117–125.

The article is devoted to the issues of information security in heterogeneous automated systems, in particular, the interaction of special software with information protection means. The described technology will allow to integrate the security functions provided by the imposed data protection means from unauthorized access with security functions built into the operating systems used to ensure safe processing of application information.

Key words: computer security, information security, operating system, directory service, trust relationships, Kerberos protocol, end-to-end authentication, trusted channel, program interface.

Kiselev A.N. Analysis of the peculiarities of sharing IPv6 and IPv4 protocols from the standpoint of ensuring information security of the protected information infrastructure // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 126–131.

The article describes an approach to testing the security of the information infrastructure with the joint use of the network protocols Ipv4 and Ipv6. The security testing technique involves the use of

tunneling technology for large-scale DDOS attacks. Experimental studies have shown the practical effectiveness of the proposed approach to ensure information security.

Key words: IPv6 tunneling, DDos-attack, vulnerability of the Ipv6 protocol, IPv6-spoofing.

Alekseev V.F., Levadnyi Y.V., Chernov I.V. Approach to justification of requirements to metrological maintenance of modern gyrotheodolite // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 132–138.

This article presents an approach to the justification of the accuracy of the underlying geodetic framework for calibration of gyrotheodolite, the number they provide triggers and methods of geodetic positioning. Explains the method of calculation of the empirical reduction factor of gyro accuracy of observations. The source data for implementing the approach are the accuracy requirements for obtaining azimuths of directions, which allows an approach to justification of requirements to metrological service gyrotheodolite from the standpoint of ensuring a given orientation, and, consequently, for the improvement of the efficiency of the gyro orientation.

Key words: gyrotheodolite, metrological maintenance, calibration, instrument amendment.

Methods and algorithmic support of design and verification of quality of weapons systems software based on executable UML-models / I.O. Burova, V.A. Romanenko, A.V. Samonov, G.N. Samonova // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 139–150.

To overcome the difficulties existing in the field of development of complex software-hardware systems, an approach based on the methodology of model-oriented system engineering is currently used. The implementation of this approach assumes that the artifacts created and used at all stages of the system life cycle (a set of requirements, a technical project, software and technical implementations, verification and testing tools) are presented in the form of formal or semi-formal models, so that the software-controlled process of creating complex software-hardware systems can be implemented. The issues related to the development and verification of requirements models and architecture are currently the most difficult. The article presents the results of the analysis of existing solutions and describes the methods and algorithms developed by the authors, providing implementation of software-controlled process of development and quality control of complex software-hardware systems at the stages of requirements analysis and architecture design.

Key words: activity diagrams, sequence diagrams, analysis models, architecture models, design and verification of software and hardware systems.

Methodology of justification of equipment characteristics and requirements for navigational security of space recording / A.S. Kuznecov, S.A. Maslennikov, V.A. Telesh, I.V. Chernov // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 151–156.

Approach to justification of accuracy of a binding of a point of photography and resolution of the film-making equipment at impossibility of performance of field according to plan high-rise preparation is presented in this article. Basic data for realization of approach are requirements to the accuracy of obtaining coordinates of points of the area.

Key words: digital model of a relief, average quadratic deviation, photography point.

Averkiev N.F., Kulvic A.V., Khasanov A.Y. Probabilistic approach to formation of ballistic-related groups of spacecrafts // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 157–166.

Probabilistic approach to formation of ballistic-related groups of spacecrafts to solve the problem of determining the location of radio emission source on the earth's surface is considered. This approach is implemented by formation of a probabilistic system of spacecrafts, assuming random lo-

cation of spacecrafts relative to each other. Algorithm for formation of probabilistic system of spacecrafts is presented, as well as an analysis of characteristics of survey of area of radio emission source location to ballistic-related groups of spacecraft for various initial data.

Key words: spacecraft, probabilistic system of spacecrafts, ballistic-related groups, radio emission source.

Arsenyev V.N., Baluev S.Y., Belikhin E.N. Justification of requirements for on-board optical-electronic means of space observations under the situation in the cosmic space // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 167–172.

The article discusses various options for the construction of the orbital system of spacecraft, designed to determine the parameters of the motion of space objects in near-earth space. Based on the analysis of the parameters of the ballistic system, the requirements for the onboard optical-electronic means of the visible range used to solve this problem are substantiated.

Keywords: airborne opto-electronic means, space objects, near-earth space.

Photovoltaic solar space power station with spatial frequency synchronization / K.V. Bakurskiy, S.V. Nikiforov, V.F. Pavskiy, N.V. Radionov, G.B. Steganov // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 173–182.

The results of numerical calculation of the solar active phased antenna array with different structural and energy parameters of the synchronization system are presented. Two variants of constructing an antenna system of frequency synchronizer are considered for solar active phased array antenna based on geostationary orbit at operating frequency of 2450 MHz station. The advantages and disadvantages of the proposed methods of constructing synchronization systems are noted.

Key words: auto generator, active phased array antenna, heliostat, solar space power station, solar panels.

Basyrov A.G., Zabuzov V.S., Zakharov I.V. The method of functional-parametrical configuring onboard computer system of spacecraft through the forecasting of degradation // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 183–193.

Solving questions of the operational autonomous management of onboard computer systems of spacecraft by flexible control of working modes of elements and dispatch of calculating process requires rational choice its configurations to maximize effect of higher system. The developed method differs by functional-parametrical reconfiguring onboard computer system through management calculating tasks and parameters of operating its elements taking to account the analysis of system resource and functioning conditions. It can be used to designing the algorithms of operational autonomous reconfiguration of onboard computer system of perspective specialized spacecraft, that functioning in the environment with destructive influence of different factors.

Key words: onboard computer system, reconfigurable system, configuration, degradation, forecasting.

Vedernikov M.V., Kazimirov A.V, Lyashevsky A.V. The use of a three-zone thermochemical neutralizer components of rocket fuel as a way to improve the environmental performance of space rocket complex // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 194–203.

The components of rocket fuel, due to their high chemical activity, are hazardous substances. To eliminate the toxic effects on personnel and the negative environment impact on the environment at the launch complexes and filling stations thermochemical (fire) disposal installations for vapors of propellant components and industrial effluents are used. However, the existing plants to not provide

for the destruction of harmful substances up to the level of maximum permissible concentrations in all of their operating modes. In addition, they cannot be used to neutralize hazardous substances when they hit the ground, although such situations at space rocket complex sites may arise.

Key words: propellant components, asymmetric dimethylhydrazine, kerosene, oxidizer excess ratio, neutralization, combustion products.

Coordinated remote power supply of electrical equipment for small cluster orbital constellations / V.I. Gorbulin, D.L. Kargu, A.A. Levchuk, A.V. Nemirov, N.V. Radionov // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 204–209.

The questions of creation of small spacecraft (SC) clusters in low earth orbit – ordered orbital groupings of small spacecraft, combined to solve a single target problem are considered. The existence of the cluster is associated with the gradual degradation of their ballistic structure. Restoring and maintaining the ballistic structure with the use of electrically reactive engines, as well as the fulfillment of a number of tasks for the targeted use of the cluster, requires the cost of electricity exceeding the capabilities of the power supply systems of individual spacecraft. In order to develop a strategy for the application of clusters, the principles for constructing and justifying the requirements for on-board power supply systems for coordinated remote power supply of electrical equipment for small cluster orbital constellations are proposed.

Key words: small spacecraft, cluster orbital groupings, ballistic structure, onboard power supply system.

The formation of requirements for new system launch spacecraft based on the concept of priority development / O.P. Frolov, N.P. Siziakov, S.V. Zagorniy, O.L. Shestopalova // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 210–216.

The publication describes the method of formation of requirements for new system launch spacecraft. The methodology is based on the concept of priority development of launch vehicles. The concept involves the formation of development options, based on projections of the composition and characteristics of tasks and restrictions on planning. Describes the main stages of the methodology. The material may be useful in the justification of requirements for the advanced system of launch vehicles and the development of space infrastructure.

Key words: the spacecraft, launch system, management development, formation of system requirements.

Zakharov I.V., Timofeev V.V. Assessment of the reliability of on-board computer system to the evolving mode of operation // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 217–222.

A mathematical model is proposed to determine the probability of failure-free operation of the onboard computer system operating in two modes, which are characterized by excellent failure rates of the electronic components of the complex due to different conditions of the space environment.

Key words: spacecraft, onboard radio-electronic equipment, onboard computer complex, operating conditions, reliability.

Perfiliev A.S., Pirogov S.Y., Semenov E.N. Analysis of operational reliability of upper stages of vehicles space appliances and ways of its improvement// Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 223–230.

The article discusses the issue of determining the reliability of upper stages (US) based on the application results (launch statistics) as part of space launch vehicles (SLV). A comparative analysis of the operational reliability of the domestic US «Breeze-KM», «Breeze-M», «Fregat» and «Volga»

launch unit (LU). The grouping of failures in the systems of the US (LU), which occurred during the functioning process, was performed. To determine the critical elements of the US (LU) failures are performed by means of a scale of scores for criticality of failures. Additional measures have been proposed to ensure the reliability of critical elements of US (LU), which increase the operational reliability of US (LU).

Key words: upper stage, launch unit, operational reliability, failure, critical element.

Pirogov S.Y., Prokopenko E.A. The technique of energy and mass analysis of a two-stage launch vehicle equipped with a stage rescue system // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 231–236.

The technique of engineering analysis of the main mass and energy parameters of the launch vehicle equipped with the first stage rescue system. The technique is based on a modification of well-known approach to the energy and mass analysis of the launch vehicles based on the systems of mass equation and the equation for finite velocity. Calculation of the output mass of the payload on a given orbit by a lunch vehicle is performed if it has a rescue system that guarantees the return to Earth from the operating stage and its further application. For the rescue system of the launch vehicle stage the relative mass was used as the initial data, which characterizes the way of landing at a given point.

Key words: launch vehicle, rescue system, payload mass, design parameters.

Prokopenko E.A., Shevchenko A.V., Yashkov S.A. Experimental instrument on the basic of a pulse wind tunnel to determine the gas-dynamic parameters of the flow near hypersonic aircraft // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 237–245.

The article deals with a complex of measures for the moderation of a hypersonic pulse wind tunnel IT-1M available in the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. The formed composition of the measuring equipment combined into a single control circuit is given which allows synchronizing the process of the formation of a hypersonic flow with the control of collecting measurement information from sensors installed on model and a high-speed video camera. The possibility of creating conditions for the development of the technology of blowing a gas jet from the nose of the model is considered and also measurements of spectral gas characteristic in the working part.

Key words: pulse wind tunnel, hypersonic flow, experimental research.

Alekseev V.F., Andrievskaya V.Y., Prokofjev A.V. The concept of training of specialists in the field of topogeodesic and navigation security of the troops // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 246–251.

The article outlines the concept of the development of the faculty of topogeodetic support and cartography, which allows to significantly improve the qualifications of scientific and pedagogical workers, the quality of the preparation of graduates, and to bring the educational and material base in line with modern achievements of science and technology.

Key words: concept, personnel, training, specialists.

Vilkov V.B., Kunturova N.B., Chernykh A.K. To the problem of modeling the process of personnel appointment of graduates of educational organizations of higher education of power departments // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 252–260.

The article describes an approach to modeling the process of personnel appointment of graduates of higher education educational institutions of power structures to primary officer posts, and a decision was made to solve the problem of the appointment of graduates. The solution is based on linear

programming methods, graph theory, fuzzy sets theory and fuzzy logic. An example is given illustrating the presented theoretical positions. A natural generalization of the problem is proposed.

Key words: power structures, the problem of graduates' personnel appointment, the optimal plan for solving the problem, fuzzy decision, fuzzy sets, fuzzy logic.

Innovative technologies for education in the interagency digital educational cluster for training development and exploitation of information and communication facilities for space applications specialists / E.A. Novikov, D.A. Sevastyanov, A.S. Fadeev, K.Y. Tsvetkov // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 261–270.

The article describes the features of the development of innovative technologies for education in the interdepartmental digital educational cluster of training development and exploitation of information and communication facilities for space purposes specialists. The practical aspects of the development of training technologies and its integration with working programs of the educational disciplines of the federal educational standard of the Russian Federation (3++) for appropriate professions are presented. Implementation of the training complex for education in practice of training of development and exploitation of information and communication space-purpose facilities specialists, allowed the creation of a digital educational environment.

Key words: information and communication space-purpose facilities, professional competence, digital training complex for education, methods and technologies of teaching.

Repyakh N.A., Hrustova A.N., Schalonov E.V. Individual control discussion as a didactic means of monitoring the formation of competences of training in the military high school // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 271–276.

The publication is devoted to the issues of an individual control interview as one of the didactic means of monitoring and evaluating the formation of the competencies of students in a military high school. Attention is focused on the pedagogical potential of an individual control interview.

Key words: current control, competencies, individual control interview, evaluation criteria for ICS, IKS functions.

Kopilov A.I. U.S. space forces (cadres) training during military conflicts in Persian gulf military conflicts (1990–2003) // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 665. – P. 277–289.

Since 1990th in U.S.A. started to use more actively space capabilities in different military conflicts. Increasing efficiency of spacecrafts application faced with understanding that the result of their operation depends from many factors including personnel training. This article presents a short overview of main events which impacted on U.S. space forces (cadres) training in Persian gulf military operations (1990–2003) which become more and more important with the time and commissioning of new and complex space systems and capabilities.

Key words: U.S. space forces (cadres) training, U.S. Central Unified Command (U.S. Centcom), Multinational Forces, space operations effectiveness, military conflicts in Gulf wars.

Абазина Евгения Сергеевна, преподаватель 35-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 235-30-63, e-mail: e.s.abazina@yandex.ru

Аверкиев Николай Фёдорович, профессор 16-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук; тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail*:* averkiev@mail.ru

Авксентьев Александр Алексеевич, старший научный сотрудник 212-й лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (950) 008-82-35, e-mail*:* aaa1508@yandex.ru

Алексеев Виктор Фёдорович, старший научный сотрудник 16-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13,); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 217-03-39, e-mail: vfalex_vti@mail.ru

Андриевская Виктория Юрьевна, старший научный сотрудник 162-й лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат физико-математических наук, доцент; тел.: 8 (921) 635-46-61, e-mail*:* vika75_07@mail.ru

Андрушкевич Сергей Станиславович, доцент 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат военных наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-87.

Арсеньев Владимир Николаевич, профессор 25-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (911) 262-02-22.

Астапович Анатолий Владимирович, доцент 73-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: (812) 347-95-76, e-mail: astapovichav@yandex.ru

Бакурский Клим Валерьевич, доцент 34-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-99-31, e-mail: vka@mil.ru

Балуев Сергей Юрьевич, заместитель начальника 25-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-25.

Басыров Александр Геннадьевич, начальник 62-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (911) 248-57-80, e-mail: alexanderbas@mail.ru

Белихин Евгений Николаевич, адъюнкт 25-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-25.

Бессольцев Виталий Евгеньевич, адъюнкт 62-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 252-47-16, e-mail: v.bessoltsev@gmail.ru

Бугаев Иван Андреевич, преподаватель 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87.

Бугайченко Павел Юрьевич, адъюнкт 23-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 408-40-06, e-mail: pavel_bugaichenko@rambler.ru

Бурова Ирина Олеговна, младший научный сотрудник 362-й лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8 (964) 395-02-88.

Ведерников Михаил Васильевич, доцент 15-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, старший научный сотрудник; тел.: 8 (921) 396-62-78, e-mail: m-wedernikow@mail.ru

Вилков Валерий Борисович, доцент кафедры общенаучных и общетехнических дисциплин Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А.В. Хрулёва (190000, Россия, Санкт-Петербург, набережная Макарова, 8); кандидат физико-математических наук, доцент; тел.: 8-9215849792, e-mail: aniruha@rambler.ru

Войнов Дмитрий Сергеевич, адъюнкт 13-й кафедры Череповецкого высшего военного инженерного училища радиоэлектроники (162622, Россия, Череповец, пр-т Советский, 126); тел.: 8 (953) 356-89-32, e-mail: voynov-dmitriy@yandex.ru

Гнидко Константин Олегович, профессор 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук; тел.: 8 (812) 347-96-87.

Горбулин Владимир Иванович, профессор 22-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (911) 299-27-76, e-mail*:* v_gorbulin@mail.ru

Гурский Сергей Михайлович, профессор 62-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-96-54, e-mail*:* gurskiysergey@yandex.ru

Единархова Александра Олеговна, адъюнкт 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 395-79-19.

Ерунов Анатолий Александрович, начальник 351-й учебной лаборатории 35-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 235-30-63, e-mail: erun_to@mail.ru

Забузов Вячеслав Сергеевич, старший преподаватель 24-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8(952) 369-39-37, e-mail: zzvvss80@mail.ru

Загорный Сергей Владимирович, старший преподаватель 15-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-18, e-mail: zag.serg@mail.ru

Захаров Иван Вячеславович, докторант 24-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13), кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (921) 776-29-58, e-mail: x.vano-z80@yandex.ru

Захарчук Иван Илларионович, заместитель начальника отдела в/ч 74455 (Россия, Москва, ул. Свободы, 21/2); кандидат технических наук, тел.: 8 (495) 995-49-45.

Зима Владимир Михайлович, профессор 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (921) 740-31-67, e-mail: vladimir_zima@mail.ru

Казимиров Артём Витальевич, заместитель начальника 15-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (906) 262-32-59, e-mail: kizim2003 @rambler.ru

Каргу Дмитрий Леонидович, начальник 22-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-22 e-mail: dmitrii_kargu@mail.ru

Киселёв Алексей Николаевич, доцент 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (906) 262-32-59, e-mail: kan534@mail.ru

Козлов Алексей Васильевич, начальник 221-й лаборатории – старший научный сотрудник Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 821-35-55.

Копылов Александр Игоревич, адъюнкт Военной академии Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации (197198, Россия, Москва, пр. Вернадского, 100); тел.: 8 (499) 147-45-65, 8-926-361-75-05, e-mail: kapl3000@mail.ru

Коровин Виталий Михайлович, старший преподаватель 35-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 235-30-63, e-mail: 9112116532@ mail.ru

Кузнецов Александр Сергеевич, адъюнкт 73-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-69, e-mail: vka-onr@mil.ru, kyznezovas@mail.ru

Кульвиц Алексей Владимирович, заместитель начальника 16-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: kh_qqq@mail.ru

Кунтурова Надежда Борисовна, профессор 111-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор педагогических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-31, e-mail: giz26@rambler.ru

Левадный Юрий Валерьевич, заместитель начальника 74-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат военных наук; тел.: 8 (911) 923-02-62, e-mail: Levada73@mail.ru

Левчук Анатолий Александрович, старший преподаватель 103-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 761-31-72 e-mail: dmitrii_kargu @mail.ru

Ляшевский Александр Валерьевич, начальник 132-й лаборатории – старший научный сотрудник Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 248-35-18, e-mail: 11k77@mail.ru

Макаров Сергей Александрович, помощник начальника отдела организации научной работы Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87.

Мальцев Георгий Николаевич, профессор 32-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-95-32, e-mail: georgy_maltsev@mail.ru

Марков Павел Николаевич, адъюнкт 62-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13), тел.: 8 (812) 252-47-16, e-mail: markovPN@yandex.ru

Масленников Сергей Александрович, начальник 7-го факультета Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат военных наук; тел.: (812)347-97-69, e-mail: vka-onr@mil.ru

Миклин Дмитрий Владимирович, научный сотрудник 223-й лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

Немиров Алексей Владимирович, преподаватель 22-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 701-75-63, e-mail: dmitrii_kargu@mail.ru

Никифоров Сергей Валерьевич, преподаватель 31-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-99-31, 8 (911) 144-29-56, e-mail: uncleserega @yandex.ru

Новиков Сергей Витальевич, доцент 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13); кандидат военных наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-87.

Новиков Евгений Александрович, доцент 35-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 218-51-19, e-mail: novikov.evg.alex@yandex.ru

Павский Владислав Филиппович, доцент 31-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-99-31, e-mail: vka@mil.ru

Перминов Михаил Владимирович, инженер 622-й учебной лаборатории Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 252-47-16, e-mail: mixail.v.p@yandex.ru

Перфильев Александр Сергеевич, заместитель начальника 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (904) 600-27-06 e-mail: Corpic@list.ru

Пирогов Сергей Юрьевич, начальник 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (964) 334-01-52, e-mail: kafedra17@rambler.ru

Плашенков Владимир Владимирович, доцент 13-й кафедры Череповецкого высшего военного инженерного училища радиоэлектроники (162622, Россия, Череповец, пр-т Советский, 126); доктор военных наук, профессор; тел.: 8 (953) 356-89-32, e-mail: plashenkov-vladimir @yandex.ru

Привалов Александр Евгеньевич, старший преподаватель 23-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 017-38-49, e-mail: cerebrum203 @yandex.ru

Прокопенко Евгений Алексеевич, начальник 251-й лаборатории – старший научный сотрудник Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 833-19-51, e-mail: Prokopenko_work@mail.ru

Прокофьев Александр Валерьевич, начальник 16-го одела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 947-20-11, e-mail: Prokofjev_alexandr@mail.ru

Радионов Николай Васильевич, профессор 22-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор экономических наук, доцент; тел.: 8 (921) 774-09-16, e-mail*:* v_gorbulin@mail.ru

Репях Николай Андреевич, заведующий 109-й кафедрой Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат философских наук, доцент; тел.: 8 (911) 990-02-38, e-mail: utkinodacha@yandex.ru

Романенко Виктория Александровна, научный сотрудник 361-й лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можай-

ского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 581-59-59, e-mail: vikaroma6607@mail.ru

Сазонов Константин Викторович, начальник 62-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-54, e-mail: sazonov-konstantin@yandex.ru

Самонов Александр Валерьянович, старший научный сотрудник 36-й отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 211-66-24, e-mail: a.samonov@mail.ru

Самонова Галина Николаевна, научный сотрудник 31-й отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 211-66-24, e-mail: a.samonov@mail.ru

Сахно Игорь Викторович, начальник Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор.

Севастьянов Дмитрий Анатольевич, директор Департамента телекоммуникационных, измерительных и геофизических систем и комплексов федерального государственного унитарного предприятия «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» (107996, Россия, Москва, ул. Щепкина, 42, стр. 1, 2); кандидат технических наук; тел.: 8 (495) 631-82-89, e-mail: sda@roscosmos.ru

Семёнов Евгений Николаевич, адъюнкт 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (966) 756-14-92, e-mail: semenov88evgeniyvp@rambler.ru

Сизяков Николай Петрович, заместитель генерального директора АО «Центральный научно-исследовательский радиотехнический институт имени академика А.И. Берга» (107078, Россия, Москва, ул. Новая Басманная, 20, стр. 9.); доктор технических наук; тел.: 8 (499) 267-43-93, e-mail: post@cnirti.ru

Скоробогатова Ольга Анатольевна, старший научный сотрудник 42-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Генерала Хрулёва, 16); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 226-98-44.

Стеганов Геннадий Борисович, доцент 22-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-22, e-mail: vka@mil.ru

Телеш Вадим Анатольевич, доцент 74-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 742-48-61, e-mail: assoran@yandex.ru

Тимофеев Владимир Васильевич, старший преподаватель 24-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Жда-

новская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (952) 285-42-06, e-mail: V.timofeev.53@mail.ru

Уткин Владимир Владимирович, начальник 13-й кафедры Череповецкого высшего военного инженерного училища радиоэлектроники (162622, Россия, Череповец, пр-т Советский, 126); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 518-65-61, e-mail: utkin-vladimir@yandex.ru

Фадеев Александр Сергеевич, генеральный директор публичного акционерного общества Центральное научно-производственное объединение «Каскад» (125047, Россия, Москва, ул. 1-я Брестская, 35, стр. 1); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (499) 251-69-66.

Фролов Олег Петрович, исполнительный директор госкорпорации «РОСКОСМОС» по реализации оборонных программ (107996, Россия, Москва, ул. Щепкина, 42); доктор военных наук, профессор; тел.: 8 (495) 660-23-23.

Харченко Александр Викторович, начальник 32-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-32, e-mail: a9112124893@ya.ru

Хасанов Антон Юрьевич, курсовой офицер-преподаватель 1-го факультета Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: kh.www@yandex.ru

Хлебников Сергей Германович, научный сотрудник 113-й лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат военных наук; тел.: 8 (900) 641-44-50, e-mail: user72@mail.ru

Хрустова Алёна Николаевна, старший преподаватель 109-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (905) 225-88-87, e-mail: yugani@rambler.ru

Цветков Кирилл Юрьевич, начальник 35-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (911) 947-19-58, e-mail: wavelet3@mail.ru

Чернов Иван Владимирович, преподаватель 73-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (981) 966-01-83, e-mail: 4ern86@bk.ru

Черных Андрей Климентьевич, профессор кафедры информатики и математики Санкт-Петербургского военного института войск национальной гвардии Российской Федерации (198206, Россия, Санкт-Петербург, ул. Летчика Пилютова, 1); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812)744-13-13, e-mail: nataliachernykh@mail.ru

Шалонов Евгений Владимирович, заместитель начальника Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского по работе с личным составом (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат военных наук; тел.: 8 (812) 327-95-42, e-mail: vka@mil.ru

Шевченко Артём Васильевич, начальник 17-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (960) 249-69-64.

Шестопалова Ольга Львовна, декан факультета «Испытания летательных аппаратов» филиала «Восход» ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (468320, Республика Казахстан, Байконур, пр. Гагарина, 5); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (33622) 5-15-35, e-mail: neman2004@ mail.ru

Штанько Сергей Владимирович, докторант 32-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-32, 8 (911) 944-84-11, e-mail: craft@mail.ru

Шушаков Алексей Олегович, заместитель начальника 2-го факультета Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 013-85-25, e-mail: shushakovaleksei@mail.ru

Яшков Сергей Александрович, начальник 171-й лаборатории – старший научный сотрудник Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (981) 848-74-80.

Абдурахимов Алексей Александрович, начальник 12-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-12.

Алексеев Виктор Федорович, старший научный сотрудник 16-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 217-03-39.

Башкирцев Виктор Павлович, профессор 109-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат педагогических наук, доцент; тел.: 8 (911) 218-23-57.

Власов Сергей Александрович, доцент 16-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-16.

Волков Валерий Федорович, профессор 91-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор военных наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-95-64.

Горбачев Игорь Евгеньевич, доцент 27-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-24.

Горбулин Владимир Иванович, профессор 22-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197082, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (911) 299-27-76, e-mail: v_gorbulin@mail.ru

Девяткин Александр Михайлович, начальник 6-го факультета Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-97-60.

Доронин Александр Павлович, профессор 52-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент.

Каргу Дмитрий Леонидович, начальник 22-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 964-08-60, e-mail: dmitrii_kargu@mail.ru

Косырев Сергей Викторович, профессор 104-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор военных наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-96-93.

Кузьмин Владимир Никифорович, ведущий научный сотрудник Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор военных наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-97-01.

Минаков Евгений Петрович, профессор 23-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (911) 247-98-01, e-mail: ep.minakov12345@mail.ru

Мысливцев Тимофей Олегович, начальник 31-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-99-31, e-mail: vka@mil.ru

Павлов Александр Николаевич, доцент 94-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-62.

Пирогов Сергей Юрьевич, начальник 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-25, e-mail: pirogov205@mail.ru

Птушкин Анатолий Иванович, профессор 103-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-95-87.

Самойлов Николай Семенович, профессор 11-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-99-11.

Силантьев Сергей Борисович, профессор 21-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-21.

Харченко Александр Викторович, начальник 32-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-99-32.

Цветков Кирилл Юрьевич, начальник 35-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-97-25.