

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

Выпуск 661
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.*

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**
Выпускающий редактор: *А.В. Головина*
Технический редактор
и компьютерная верстка: *Е.И. Леончук, О.В. Филиппова*
Корректор: *Г.В. Паниковских*
Техническая поддержка:
С.И. Купа

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

Подписано к печ. 21.05.2018.
Формат печатного листа 445×300/4.
Уч.-печ. л. 65,00. Уч.-изд. л. 32,25
Тираж 50 экз. Заказ 3629/109.
Отпечатано в типографии
Военно-космической академии
имени А.Ф. Можайского

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

<i>Алексеев К.В., Беляев Б.В., Добролюбов А.Н., Одоев С.А., Садин Д.В.</i> Численное моделирование эволюции мелкодисперсных образований в условиях околоземного космического пространства.....	6
<i>Кобзарев И.М., Копкин Е.В.</i> Оптимальный алгоритм анализа технического состояния объекта на основе меры ценности диагностической информации	15
<i>Шавин А.С.</i> Алгоритм расчета площади отражающих поверхностей в модели космического объекта в интересах оценивания фотометрических характеристик	32

СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ И НАВИГАЦИЯ

<i>Авдеев В.А., Назаров А.В., Пантелеев Г.Д., Рубцов Н.С.</i> Нейросетевая модель первичной обработки сигналов глобальных навигационных спутниковых систем по критерию максимального правдоподобия	38
<i>Назаров А.В., Рубцов Н.С.</i> Сравнение достоверности функционирования нейросетевых и многоканальных корреляционных схем различения рекуррентных последовательностей при ограничении на вычислительные затраты.....	47

ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

<i>Афонин Д.Г.</i> Обнаружение компьютерных атак на основе классификации вредоносных фрагментов кода.....	58
---	----

ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

<i>Крупский К.А., Радионов Н.В.</i> Методика оценивания параметров движения объекта испытаний на конечном участке траектории полета	67
<i>Летучий Ю.А., Новиков А.В., Тимощук А.С., Шабалин П.В.</i> Формирование эффективной системы управления обеспечением экологической безопасности деятельности Вооруженных Сил Российской Федерации	74
<i>Туркин А.А.</i> Комплекс моделей прогнозирования метеорологических условий видимости наземных объектов	82

РАЗРАБОТКА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ

<i>Алдохина В.Н., Климов Д.В., Куприянов Н.А., Логунов С.В., Рогов Д.А.</i> Модель фотометрирования геостационарного спутника наземным оптическим средством	92
<i>Алексеев К.В., Грибакин В.А., Лебедев Е.Л., Постищенко В.И.</i> Методика обоснования жидкостных ракетных двигателей ракет-носителей для выборочных испытаний	104
<i>Алёшкин А.П., Иванов А.А., Иванов А.О.</i> Способ обнаружения изменения режима функционирования объекта контроля с использованием динамической фильтрации измеряемых параметров	107
<i>Артюшкин А.Б., Ахмеджанов А.Э., Козырев Г.И., Лоскутов А.И.</i> Комплексная обработка измерений быстроменяющегося параметра и калибровочного сигнала при оценке результатов испытаний изделий ракетно-космической техники	114
<i>Артюшкин А.Б., Бянкин А.А., Дуников А.С., Лоскутов А.И.</i> Анализ эффективности применения программных обучающих комплексов при подготовке номеров расчетов полигонного комплекса телеметрических измерений	121
<i>Бакурский К.В., Мысливцев Т.О., Невзоров В.И., Павский В.Ф., Радионов Н.В.</i> Особенности частотной синхронизации крупногабаритной активной фазированной антенной решетки космического базирования	130
<i>Белянин Д.Г., Грибакин В.А., Низовцев В.М., Пирогов С.Ю.</i> Исследование влияния ресурса возвращаемой двигательной установки первой ступени ракеты-носителя легкого класса на стоимость выведения полезного груза	137
<i>Болдырев К.Б., Грибакин В.А., Карчин А.Ю., Пирогов С.Ю.</i> Моделирование разрушения хвостового отсека ракетного блока второй ступени ракеты-носителя на пассивном участке траектории	142
<i>Гудаев Р.А., Макаренков В.В., Смирнов М.С., Фролов Д.В., Шалдаев С.Е.</i> Методика распознавания типа объектов в воздушно-космическом пространстве на основе сравнения диаграмм направленности их антенных систем	149
<i>Жеребцов Е.А., Тришункин В.В., Трудов А.В.</i> Методика планирования работ по совершенствованию специальных технических систем командных пунктов	160
<i>Кухтин А.В.</i> Методика обоснования состава системы обеспечения теплового режима космического аппарата, функционирующей в условиях кратковременных тепловых потоков повышенной мощности	167
<i>Левандович А.В., Мосин Д.А., Северенко А.В., Уртминцев И.А.</i> Методика определения параметров корректирующей двигательной установки для малого космического аппарата	176

<i>Малюгин А.В., Пирухин В.А.</i> Методика обоснования рациональной структуры измерительного комплекса полигона	185
<i>Уртминцев И.А.</i> Методика оценивания ресурса камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя на основе термодинамического критерия.....	191
<i>Кузьмичёв Ю.А., Сасункевич А.А., Фоминов И.В.</i> Исследование влияния высоты орбиты космического робота на временные и энергетические затраты обслуживания орбитальных объектов на геостационарной орбите	198

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

<i>Васильева Н.В., Кунтурова Н.Б., Прокофьева А.Л.</i> Образовательные средства информационно-коммуникационных технологий в учебном процессе военного вуза	207
<i>Изергина И.А., Марусенко И.В., Якушкина Н.С., Яснова Н.С.</i> Использование электронного учебного курса при изучении английского языка слушателями, обучающимися по программе магистратуры	215
<i>Кириллов И.Г., Прищеп В.Н., Федирко А.А.</i> Анализ результатов педагогического эксперимента по повышению эффективности обучения курсантов академии стрельбе из пистолета Макарова с использованием оптико-электронного тренажера (ОЭТ-3)	220
<i>Кужекин Н.С., Мышко В.В., Смирнов А.В., Чукуров В.А.</i> Оценивание выпускной квалификационной работы в военно-учебном заведении в ходе государственной итоговой аттестации.....	225

ВОПРОСЫ ГУМАНИТАРНЫХ И ОБЩЕСТВЕННЫХ НАУК

<i>Копылов А.И.</i> Применение средств космической разведки в военных конфликтах в зоне Персидского залива (1990–2003).....	235
Рефераты статей	245
Сведения об авторах.....	252
Сведения о рецензентах	259

К.В. Алексеев,
кандидат техн. наук;
Б.В. Беляев,
кандидат техн. наук;
А.Н. Добролюбов,
кандидат техн. наук;
С.А. Одоев;
Д.В. Садин,
доктор техн. наук, профессор

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ ОБРАЗОВАНИЙ В УСЛОВИЯХ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Представлены результаты численного моделирования начальных этапов эволюции мелкодисперсных образований в условиях околоземного космического пространства в рамках сплошной среды. Для расчета использована схема с настраиваемыми диссипативными свойствами, дополненная TVD-методом Рунге – Кутты по времени. Получена система безразмерных комплексов, определяющих подобие явлений истечения газодисперсной смеси в разреженную окружающую среду. Выявлены характерные этапы и закономерности эволюции двухфазной дисперсной среды. Проведено сравнение с натурным экспериментом по выбросу частиц алюминия из модельного генератора, выводимого метеорологическими ракетами на высоты 150–180 км.

Ключевые слова: численное моделирование, эволюция, мелкодисперсные образования, околоземное космическое пространство.

ВВЕДЕНИЕ

Освоение околоземного космического пространства (ОКП) наряду с положительным эффектом выполнения космических программ сопряжено с техногенным загрязнением, что становится существенным негативным фактором в последние годы. Источниками появления космического мусора искусственного происхождения являются отработавшие свой ресурс и аварийные космические аппараты (КА), продукты работы маршевых и маневровых (жидкостных и твердотопливных) двигателей, взрывы космических объектов, их столкновения, старение и разрушение материалов, выбросы при жизнедеятельности орбитальных станций, технологические и экспериментальные работы в ОКП (например, космический эксперимент ODERACS (Orbital Debris Radar Calibration Spheres) и другие [1]).

Проблеме космического мусора (КМ) посвящено достаточно много публикаций. Эта проблема имеет следующие аспекты: наблюдение и регистрация КМ [2–4], оценка последствий, защита и безопасность КА [5–8], борьба с КМ [9, 10], моделирование и прогнозирование распределения КМ [11–19] и др. Существующие средства наблюдения – системы контроля космического пространства предназначены для обнаружения достаточно крупных космических объектов с нижним порогом сантиметрового диапазона [1]. В связи с этим задача теоретического исследования и моделирования эволюции пылевого компонента КМ с малым характерным размером микронного и субмикронного диапазона имеет особую значимость.

Систематическому изложению вопросов моделирования КМ посвящена монография [11]. К настоящему времени сформировалось два подхода к математическому описанию эволюции элементов КМ: статистический и детерминированный. Для прогноза поведения мелкодисперсной фракции КМ, инжектируемой в ОКП, используются модели динамики отдельной материальной точки или ансамбля (группы) частиц [12, 14–16], а также описания космозольного образования в рамках сплошной среды [13, 17, 18]. В обоих случаях точность модели-

рования орбитального движения пылевого образования существенно зависит от начального этапа инъекции (выброса) дисперсных частиц.

Настоящая работа посвящена численному изучению начальной фазы выброса и эволюции мелкодисперсного образования в условиях ОКП. Экспериментальные исследования этих вопросов в космосе или в земных условиях в барокамере ограничены из ряда соображений экономического характера, технологической реализации и безопасности. Поэтому совершенствование технологии численного эксперимента, направленного на повышение точности и достоверности результатов моделирования, представляется актуальным.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В начальный момент времени (рис. 1, а) в емкости 1 (в форме цилиндрического канала) находятся дисперсные частицы 2 заданной плотности и диаметра под начальным давлением порового газа. В момент времени $t = 0$ происходит декомпрессия емкости в сечении 3. В результате перепада давлений вглубь канала распространяется волна разрежения, а в противоположном направлении истекает газодисперсная среда, заполняя некоторую часть космического пространства (рис. 1, б и в). Изучению подлежит распределение пылевого образования в различные последовательные моменты времени $t > 0$.

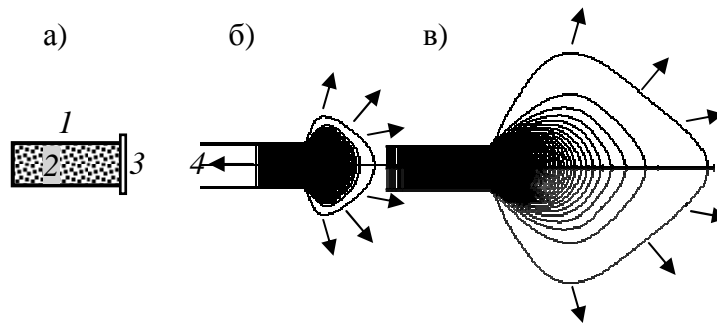


Рис. 1. Схема выброса и начальной фазы эволюции мелкодисперсных образований

В общем случае длительного орбитального движения мелкодисперсной фракции КМ учитывают силы центрального гравитационного поля Земли, солнечного давления, сопротивления газа верхней атмосферы, а также для заряженных частиц магнитная и электрическая составляющие силы Лоренца [14].

Для описания динамики начального этапа выброса и эволюции газа и нейтральных частиц в ОКП преобладающими эффектами являются межфазные динамические и тепловые взаимодействия порового несущего газа и дисперсной фазы. Поэтому для моделирования в системе координат, связанной с космическим объектом, в настоящей работе используем эйлеров подход с различием скоростей, температур и общим давлением фаз. При этом система уравнений в рамках континуального описания и известных допущениях [20] имеет вид [21]:

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \nabla_d \mathbf{G} + \mathbf{B}(\nabla_d \mathbf{F}) = \mathbf{H}(\mathbf{q}), \quad (1)$$

$$\mathbf{q} = [\rho_1, \rho_2, \rho_1 \mathbf{v}_1, \rho_2 \mathbf{v}_2, \rho_2 e_2, \rho_1 E_1 + \rho_2 K_2]^T;$$

$$\mathbf{G} = [\rho_1 \mathbf{v}_1, \rho_2 \mathbf{v}_2, \rho_1 \mathbf{v}_1 \mathbf{v}_1, \rho_2 \mathbf{v}_2 \mathbf{v}_2, \rho_2 e_2 \mathbf{v}_2, \rho_1 E_1 \mathbf{v}_1 + \rho_2 K_2 \mathbf{v}_2]^T;$$

$$\mathbf{F} = [0, 0, p, p, 0, p(\alpha_1 \mathbf{v}_1 + \alpha_2 \mathbf{v}_2)]^T; \quad \mathbf{H} = [0, 0, -\mathbf{F}_\mu, \mathbf{F}_\mu, \mathcal{Q}_T, -\mathcal{Q}_T]^T;$$

$$\nabla_d = \text{diag}(\nabla \cdot, \nabla \cdot, \nabla, \nabla, \nabla \cdot, \nabla \cdot); \mathbf{B} = \text{diag}[1, 1, \alpha_1, \alpha_2, 1, 1];$$

$$\rho_i = \rho_i^\circ \alpha_i \quad (i=1,2), \quad E_1 = e_1 + v_1^2 / 2, \quad K_2 = v_2^2 / 2$$

Здесь и далее индексы 1 и 2 внизу относятся соответственно к параметрам несущей и дисперсной фаз, индекс \circ сверху относится к истинным значениям плотности; ∇ – оператор Гамильтона. Через $\alpha_i, \rho_i, \mathbf{v}_i, E_i, e_i, p$ обозначены объемная доля, приведенная плотность, вектор скорости, полная и внутренняя энергии единицы массы i -й фазы, давление газа; \mathbf{F}_μ, Q_T – соответственно вязкая составляющая силы межфазного взаимодействия, мощность теплообмена между газом и частицами в единице объема; t – время.

Для замыкания системы (1) используем уравнения состояния идеального калорически совершенного газа и несжимаемых твердых частиц:

$$p = (\gamma_1 - 1) \rho_1^\circ e_1, \quad e_1 = c_v T_1, \quad e_2 = c_2 T_2, \quad \{\gamma_1, c_v, c_2, \rho_2^\circ\} \equiv \text{const},$$

где T_1, T_2 – температура несущей фазы и частиц;

γ_1, c_v – показатель адиабаты и удельная теплоемкость газа при постоянном объеме;

c_2 – удельная теплоемкость частиц.

Интенсивности межфазного трения и теплообмена \mathbf{F}_μ, Q_T задаются на основе известных и апробированных для рассматриваемого класса задач эмпирических критериальных соотношений [20].

Начальные условия заданы: в емкости – термодинамические параметры фаз в состоянии покоя, в ОКП – условия разреженного газа. Граничные условия: на стенках – отражения, на внешних границах – экстраполяции.

МЕТОД РАСЧЕТА И ЕГО ВЕРИФИКАЦИЯ

Для расчета используется высокоточная схема с настраиваемыми диссипативными свойствами CDP (customizable dissipative properties) [21, 22] с расщеплением на градиентные и деформационные члены $\nabla_d \mathbf{G}$ уравнений (1), аппроксимированные центральными разностями с TVD-ограничителями (total variation diminishing) искусственной вязкости типа Христенсена, а также на конвективные члены $\mathbf{B}(\nabla_d \mathbf{F})$ с TVD-ограничителями потоков. Межфазные взаимодействия $\mathbf{H}(\mathbf{q})$ рассчитываются по безытерационной полунеявной схеме [23, 24]. Описанная дискретная модель дополнена TVD-методом Рунге – Кутты второго порядка по времени [25].

Особенностью задачи является значительный начальный перепад давления между емкостью и ОКП, для которого характерна высокая степень разрежения. Для проверки возможности и адекватности используемой схемы для численного моделирования данного класса задач выполнены методические одномерные расчеты истечения газовзвеси в разреженную газовую среду. Численные результаты сравнивались с точными автомодельными решениями задачи Римана для равновесной газодисперсной смеси [26, 21].

Начальные условия тестовой задачи: $(\rho_{1L}, \alpha_{2L}, v_{1L}, v_{2L}, p_L) = (1; 0,5; 0; 0; 1)$ – слева от разрыва, $(\rho_{1R}, \alpha_{2R}, v_{1R}, v_{2R}, p_R) = (10^{-5}; 10^{-10}; 0; 0; 10^{-5})$ – справа, $x \in [0,1]$, $X_0 = 0,2$ (начальное положение разрыва). Частицы – монодисперсные с истинной плотностью $\rho_2^\circ = 2700 \text{ кг/м}^3$ и диаметром $d = 0,88 \text{ мкм}$. Начальные условия заданы в безразмерном виде: значения параметров газовзвеси отнесены к соответствующим величинам в области L , линейные величины к размеру расчетной области 5 м. Граничные условия: слева – отражения,

справа – свободного стока (мягкие граничные условия). Расчет ведется до безразмерного момента времени

$$\text{Sh} = 1,211 \cdot 10^{-1},$$

где $\text{Sh} = a_L t / X_0$ – число Струхала,

a_L – равновесная скорость звука в газозвеси.

Результаты в виде распределений десятичного логарифма плотности частиц (дисперсной фазы) представлены на рис. 2: сплошной и штрихпунктирной линией – точные автомодельные решения задачи Римана в равновесном приближении (соответственно для двух начальных уровней разрежения $p_R = 10^{-5}$ и 10^{-6}); маркерами (кружками) – расчетные данные на сетке $1/h = 1000$ (разрешение сетки с шагом h). Численное решение удовлетворительно согласуется с аналитическими решениями в области волны разрежения, зоны постоянного течения и комбинированного разрыва (скачка пористости), который размазывается при сквозном расчете.

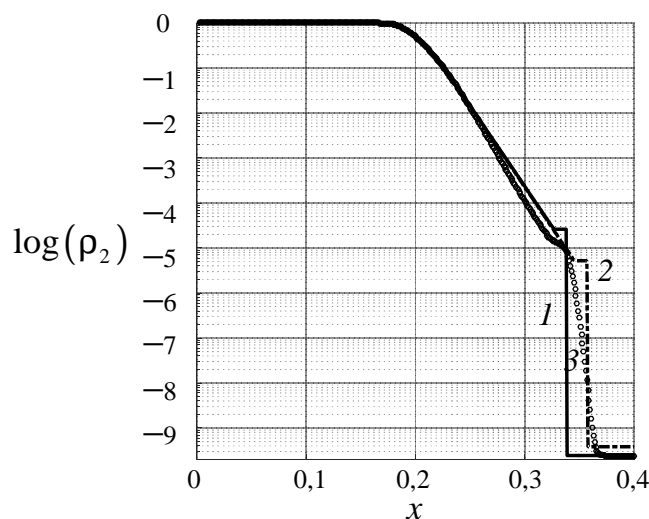


Рис. 2. Распределения логарифма относительной плотности дисперсной фазы: 1, 2 – точные автомодельные решения задачи Римана для равновесной двухфазной среды при $p_R = 10^{-5}$ и 10^{-6} соответственно; 3 – расчет

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Параметры пространственного движения частиц при истечении газозвеси из канала в ОКП (вакуум) в каждый момент времени t в произвольной точке с координатами x, y, z определяется начальными постоянными: давлением газа p_0 , плотностью смеси ρ_0 , характерным линейным размером (длиной канала L и поперечным размером – радиусом R), а также безразмерными величинами: показателем адиабаты газа γ , пористостью α_{10} . Для неравновесных течений необходим учет скоростной и тепловой неравновесности фаз, оцениваемый через временные масштабы скоростной $t_1^{(v)}$, $t_1^{(\mu)}$ и тепловой $t_1^{(T)}$, $t_2^{(T)}$ релаксации [20, 27]:

$$\begin{cases} t_1^{(v)} = \frac{16}{3} \frac{r}{\alpha_2 |w_0|}, \quad t_2^{(v)} = \frac{16}{3} \frac{r}{\alpha_1 |w_0|} \frac{\rho_2^\circ}{\rho_1^\circ}, & \text{при } Re_{12} > 50, \\ t_1^{(\mu)} = \frac{2}{9} \frac{\rho_1^\circ r^2}{\mu_1 \alpha_2}, \quad t_2^{(\mu)} = \frac{2}{9} \frac{\rho_2^\circ r^2}{\mu_1 \alpha_1}, & \text{при } Re_{12} < 1, \\ t_1^{(T)} = \frac{r^2 \rho_1^\circ c_1}{\lambda_1 \alpha_2}, \quad t_2^{(T)} = \frac{r^2 \rho_2^\circ c_2}{\lambda_2 \alpha_1}. \end{cases}$$

Здесь и далее по тексту r – радиус частиц; w_0 – величина начальной разности скоростей фаз; μ_1 – коэффициент динамической вязкости газа; λ_i, c_i – коэффициенты теплопроводности и теплоемкости фаз; Re_{12} – число Рейнольдса, вычисленное по разности скоростей газа и частиц.

Для этого класса движений искомые параметры, такие как плотность или концентрация частиц, их скорость будут зависеть от следующих безразмерных комбинаций:

$$Sh_L = a_0 t / L, \quad Sh_R = a_0 t / R, \quad x' = x / L, \quad y' = y / L, \quad z' = z / L, \quad R / L, \quad \gamma, \quad \alpha_{10}, \quad t / t_i^{(c)},$$

где Sh_L, Sh_R – число Струхала продольное и поперечное соответственно;

a_0 – равновесная скорость звука в двухфазной смеси при скоростном и тепловом равновесии фаз [18].

При численном решении задачи выброса и эволюции мелкодисперсных образований в ОКП при $t / t_i^{(c)} \gg 1$ достаточно произвести расчет только одного конкретного случая, после чего для тех же безразмерных величин γ, α_{10} можно определить характеристики движения дисперсной среды в сходственные моменты времени Sh_L в сходственных точках пространства x', y', z' для любых значений давления газа p_0 , плотности смеси ρ_0 и характерных линейных размеров L и R .

Эволюция мелкодисперсных образований при их выбросе в ОКП складывается из нескольких этапов, разделяемых характерными безразмерными моментами времени Sh_L . Двумерная волновая структура при внезапной декомпрессии канала и истечении газодисперсной смеси в разреженную газовую среду (вакуум) до момента времени отражения волны разрежения от дна канала и возвращения ее к срезу канала ($Sh_L < 2$) и прихода фронта боковой волны разрежения на ось симметрии ($Sh_R < 1$) детально аналитически и численно изучена в работе [18]. Для поздних моментов времени решены задачи импульсного истечения газозвеси в атмосферу [28, 29]. В частности, выявлены осесимметричный продольно направленный характер движения частиц и ряд физических эффектов, например, аномальная ударно-волновая структура с образованием диска Маха на дозвуковой скорости по несущему газу.

Результаты численного решения поставленной выше задачи инъекции и эволюции мелкодисперсного образования в ОКП в последовательные моменты времени $0 < Sh_L \leq 20$ показаны на рис. 3 в виде распределений десятичного логарифма отношения плотности частиц к ее начальному значению в канале $\log(\rho_2 / \rho_{20})$. Расчет выполнен в цилиндрической связанной с каналом системе координат на равномерной сетке с разрешением $1/20$. В схеме CDP использованы ограничители искусственной вязкости VAN LEER и потоков MINMOD [20]. Газовая фаза – воздух, дисперсная фаза представляет собой совокупность сферических алюминиевых частиц диаметром 0,88 мкм в насыпном состоянии $\alpha_{20} = 0,5$ при $t = 0$. Начальное отношение давлений в камере и ОКП: $p_0 / p_a = 10^5$ при температурном равновесии. Начальные скорости фаз равны нулю.

Для сравнения приведем данные натурального эксперимента, проведенного в НПО «Тайфун» с использованием метеорологического ракетного комплекса МР-12(20) [12]. В качестве источника пылевого образования использовался генератор цилиндрической формы, заполненный частицами алюминия в насыпном состоянии под избыточным давлением газа. В ходе эксперимента модуль с генератором выводился на высоты 150–180 км с последующим отделением и включением. Регистрация осуществлялась с помощью наземного оптического комплекса. На рис. 4 представлены фотографии пылевого образования после срабатывания генератора в последовательные моменты времени.

В начальной фазе выброса облако частиц приобретает форму с вытянутым правым краем (рис. 3, а и 4, а). В последующие моменты времени формируется дисперсное образование практически сферической формы с центральной симметрией и повышенной концентрацией частиц вблизи среза канала (рис. 3, б и 4, б). Заключительная фаза инжекции частиц связана со значительным падением давления и плотности частиц, для которой характерна асимметрия облака с повышенной концентрацией дисперсной фазы в направлении выброса (рис. 3, в, г и 4, в). Полученные численные результаты являются исходными данными для расчета дальнейшей эволюции пылевого образования методами орбитальной динамики.

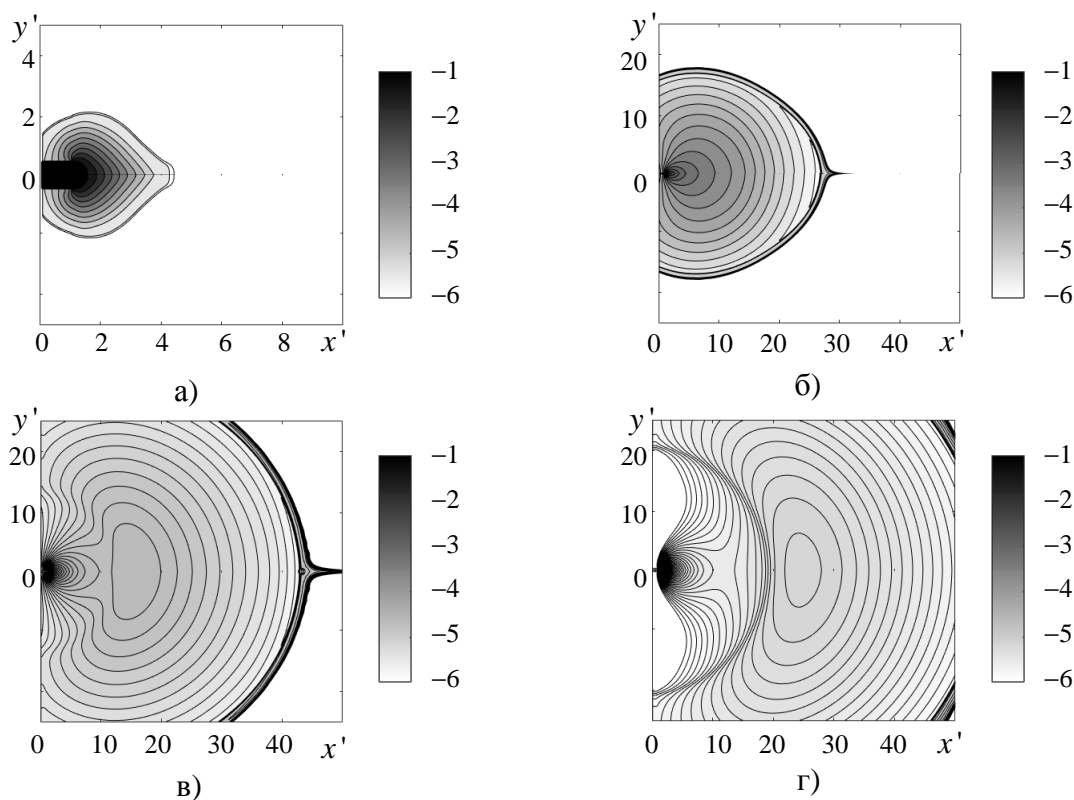


Рис. 3. Распределения логарифма относительной плотности дисперсной фазы в последовательные безразмерные моменты времени:

а – $Sh_L = 0,5$; б – $Sh_L = 7$; в – $Sh_L = 14$; г – $Sh_L = 20$ (соответственно 11, 21, 51 и 101 изолиния логарифма плотности через равные интервалы от -6 до -1)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках описания сплошной среды с учетом скоростной и температурной неравновесности фаз численно исследован процесс истечения смеси газа и монодисперсных частиц микронного размера в ОКП. Определены условия подобия для данного класса движений, для

которых в обобщенных переменных установлены характерные фазы выброса и эволюции. Расчетные пространственно-временные распределения пылевого облака согласуются с данными натурного эксперимента. Результаты исследований могут быть использованы как исходные данные для прогнозирования орбитального движения пылевого компонента КМ в последующие моменты времени.

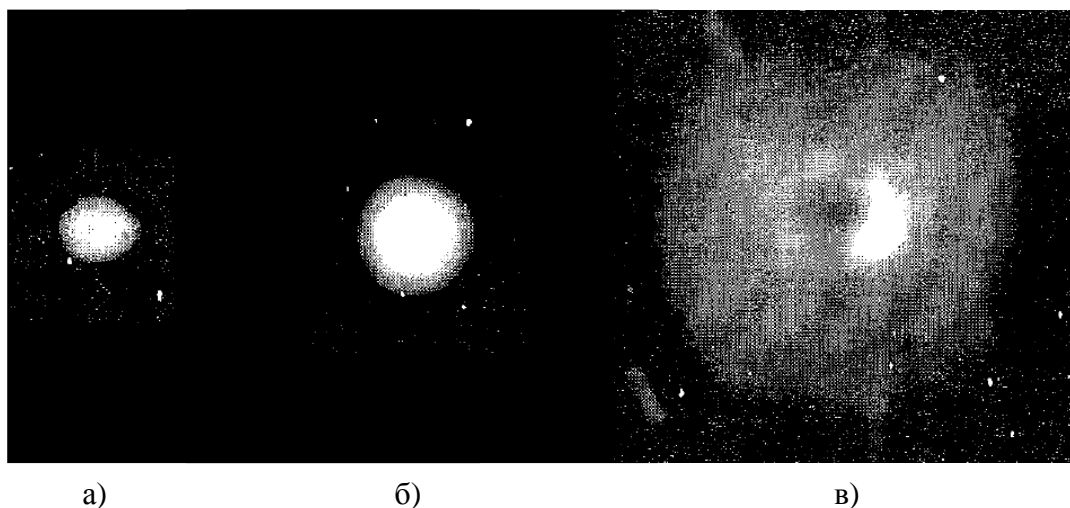


Рис. 4. Фотографии облака микрочастиц алюминия при проведении натурного эксперимента в последовательные моменты времени (соответственно а, б и в) из [12]

Список используемых источников

1. Вениаминов С.С. Космический мусор – угроза человечеству / под ред. Р.Р. Назирова, О.Ю. Аксенова. – М.: ИКИРАН, 2013. – 205 с.
2. Кириченко Д.В. Низкоорбитальная космическая система наблюдения за космическим мусором на базе группировки малых космических аппаратов // Успехи современной радиоэлектроники. – 2010. – № 3. – С. 19–22.
3. Семкин Н.Д., Барышев Е.Ю., Телегин А.М. Оптическая система сбора информации о пылевой компоненте космического аппарата и объектах космического мусора // Прикладная физика. – 2010. – № 1. – С. 94–99.
4. Козинов И.А. Технология космического гиперспектрального оптико-электронного наблюдения в решении задач контроля космических объектов // Труды III Всероссийской научной конференции «Экология и космос» имени академика К.Я. Кондратьева. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – С. 339–344.
5. Техногенная обстановка в околоземном космическом пространстве и ее влияние на функционирование космических аппаратов / В.Ф. Фатеев, А.П. Доронин, В.К. Семенихин, В.Ф. Деревенских // Сборник Международного симпозиума «Итоги тысячелетия». – СПб.: Таврический дворец, 2000. – С. 11–30.
6. Садонин Н.Е., Сушкевич Н.В., Шагапов А.А. Космический мусор и его влияние на работоспособность космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2014. – Т. 2. – № 10. – С. 376–377.
7. Казаков Р.Р., Мингалиев Э.Р. Анализ влияния космического мусора на безопасность космических полетов (обзор) // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. – 2015. – № 3(127). – С. 77–87.
8. Шевелев С.Э. Мелкодисперсные частицы космического мусора и их воздействие на космические аппараты // Труды III Всероссийской научной конференции «Экология и космос» имени академика К.Я. Кондратьева. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – С. 396–400.

9. *Авдеев А.В.* К вопросу борьбы с космическим мусором с помощью лазерной космической установки на основе HF-НХЛ // Труды МАИ. – 2012. – № 61. – С. 13.
10. *Ледков А.С., Ковалёв А.О.* Определение параметров электродинамической космической тросовой системы в задаче уборки космического мусора // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2015. – Т. 17, № 2–1. – С. 164–166.
11. *Назаренко А.И.* Моделирование космического мусора. – М.: ИКИРАН, 2013. – 216 с.
12. *Юдаков А.А.* Теоретическое и экспериментальное моделирование генерации и эволюции локальных пылевых образований в околоземном космическом пространстве: дис. ... канд. физ.-матем. наук. – Обнинск: НПО «Тайфун», 2002. – 160 с.
13. *Смирнов Н.Н., Киселев А.Б., Назаренко А.И.* Математическое моделирование эволюции космического мусора на околоземных орбитах // Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. – 2002. – № 4. – С. 33.
14. *Колесников Е.К., Чернов С.В.* О возможности длительного орбитального существования субмикронных частиц, инжектируемых в околоземное космическое пространство на вытянутых эллиптических орбитах с низким перигеем // Космические исследования. – 2013. – Т. 51, № 4. – С. 287–293.
15. Методика прогнозирования опасных сближений системы космических аппаратов с космическим мусором / В.И. Горбулин, Н.В. Радионов, А.А. Левчук, А.А. Барышников, А.Н. Дьяков // Труды III Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники». – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – С. 61–65.
16. Взаимодействие ансамбля микрочастиц со свободномолекулярным потоком газа, истекающего из отверстия / Д.В. Садин, В.Ю. Алексашов, В.М. Варварский, А.Н. Добролюбов // Письма в Журнал технической физики. – 2014. – Т. 40, вып. 16. – С. 15–21.
17. *Садин Д.В., Алексеев К.В.* Эволюция пылевого облака в поле свободномолекулярного потока в невесомости (численные сценарии) // Журнал технической физики. – 2016. – Т. 86, вып. 2. – С. 8–13.
18. *Садин Д.В., Варварский В.М.* Особенности нестационарного истечения газодисперсной среды в вакуум // Прикладная механика и техническая физика. – 2016. – Т. 57, № 3. – С. 39–48.
19. *Клюшников В.Ю., Макаров А.С.* Суррогатное моделирование воздействия ракетно-космической техники на окружающую среду // Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – № 6. – С. 5–10.
20. *Нигматулин Р.И.* Динамика многофазных сред. – М.: Наука, 1987. – Ч. 1, 2.
21. *Садин Д.В.* TVD-схема для жестких задач волновой динамики гетерогенных сред негиперболического неконсервативного типа // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2016. – Т. 56, № 12. – С. 2098–2109.
22. *Садин Д.В.* Схемы с настраиваемыми диссипативными свойствами для численного моделирования течений газа и газовзвесей // Математическое моделирование. – 2017. – Т. 29, № 12. – С. 89–104.
23. *Садин Д.В.* Модифицированный метод крупных частиц для расчета нестационарных течений газа в пористой среде // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 1996. – Т. 36, № 10. – С. 158–164.
24. *Садин Д.В.* Метод расчета волновых гетерогенных течений с интенсивным межфазным взаимодействием // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 1998. – Т. 38, № 6. – С. 1033–1039.
25. *Gottlieb S., Shu C.-W.* Total variation diminishing Runge – Kutta schemes // Mathematics of Computation. – 1998. – Vol. 67, № 221. – P. 73–85.

26. *Иванов А.С., Козлов В.В., Садин Д.В.* Нестационарное истечение двухфазной дисперсной среды из цилиндрического канала конечных размеров в атмосферу // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. – 1996. – № 3. – С. 60–66.

27. *Садин Д.В.* О жесткости систем дифференциальных уравнений в частных производных, описывающих движения гетерогенных сред // Математическое моделирование. – 2002. – Т. 14, № 11. – С. 43–53.

28. *Садин Д.В.* Поведение нестационарной струи при истечении смеси газа высокого давления и дисперсной среды из цилиндрического канала в атмосферу // Прикладная механика и техническая физика. – 1999. – Т. 40, № 1. – С. 151–157.

29. *Садин Д.В., Гузенков В.О., Любарский С.Д.* Численное исследование структуры нестационарной двухфазной тонкодисперсной струи // Прикладная механика и техническая физика. – 2005. – Т. 46, № 2. – С. 91–97.

И.М. Кобзарев;
Е.В. Копкин,
доктор техн. наук

ОПТИМАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ОБЪЕКТА НА ОСНОВЕ МЕРЫ ЦЕННОСТИ ДИАГНОСТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Предлагается алгоритм построения гибкой программы анализа технического состояния объекта, оптимальный по критерию максимума ценности диагностической информации при использовании дискретных диагностических признаков на основе метода динамического программирования. Ценность информации определяется как уменьшение возможных потерь или условных штрафов, которые приходится заплатить при распознавании технического состояния объекта. Приводится числовой пример реализации алгоритма.

Ключевые слова: анализ технического состояния, ценность информации, диагностический признак.

ВВЕДЕНИЕ

Существующие в настоящее время автоматизированные системы мониторинга состояния сложных организационно-технических систем обрабатывают огромные потоки разнородной измерительной информации. Часть этой информации, используемая для анализа технического состояния систем, может быть названа диагностической.

Процедура анализа технического состояния (ТС) заключается в идентификации наблюдаемого состояния объекта путем отождествления его с одним из модельных состояний, т. е. его эталонным изображением, содержащим в себе описание наиболее характерных общих свойств объектов одного класса с заданной глубиной детализации. Такие процедуры реализуются с помощью проверок диагностических признаков, т. е. комплексных операций, включающих непосредственное или косвенное измерение наблюдаемых значений диагностических признаков, сравнение их с модельными значениями и анализ (интерпретацию) результатов сравнения. Проверки являются основным средством получения диагностической информации и, в совокупности с правилами их выполнения, образуют сетевые дискретные структуры анализа технического состояния (гибкие программы анализа ТС), обычно представляемые в виде ориентированных графов. Гибкие программы анализа (ГПА) технического состояния позволяют сократить избыточность диагностической информации и распознавать состояние объекта наилучшим образом в смысле выбранного показателя оптимизации, например, по критерию максимума количества информации [1].

Однако для построения ГПА измерение только количества диагностической информации может оказаться недостаточно, поскольку не все доступные для измерения данные являются полезными (ценными) для решения задачи анализа ТС. Поэтому необходима мера ценности диагностической информации, позволяющая выбирать из всех возможных ГПА такую, при реализации которой используются наиболее ценные в рассматриваемом контексте диагностические признаки.

Понятию ценности информации и подходам к ее оцениванию посвящен целый ряд научных работ, таких как [2–6]. Авторы этих работ связывают ценность информации с достижением цели и предлагают измерять ценность информации через ее количество.

Подходы к определению ценности информации можно разделить на два достаточно близких в методологическом смысле класса:

- 1) ценность информации измеряется приращением вероятности достижения цели [2–4];

2) мера ценности информации есть функция приближения к цели (минимизирующая функцию штрафов или максимизирующая функцию выигрышей в теоретико-игровом смысле) [5, 6].

Однако до определенного времени эти работы представляли исключительно научный интерес и по ряду объективных причин не нашли практического использования, в том числе применительно к анализу диагностической информации.

К настоящему времени разработаны оптимальные алгоритмы анализа технического состояния объектов, основанные на использовании меры ценности информации А.А. Харкевича [7] и В.И. Корогодина [8].

Задача построения оптимального алгоритма анализа ТС на основе использования меры ценности информации Р.Л. Стратоновича [5] с достаточной степенью формализации еще не решена. В связи с этим решение этой задачи и его алгоритмизация имеют важное научное и прикладное значение.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для решения задачи воспользуемся математической моделью, описанной в работе [9], в соответствии с которой считаются заданными следующие кортежи:

$$M_o = \langle \mathcal{S}, \Pi, \mathfrak{S}, P, \Phi \rangle; \quad (1)$$

$$M_n = \langle \mathcal{S}, \Omega, \mathcal{P}, \hat{\Pi} \rangle. \quad (2)$$

Первый из этих кортежей представляет собой модель объекта анализа, а второй – модель процесса определения технического состояния объекта, т. е. процесса анализа. В состав этих моделей входят:

$\mathcal{S} = \{S_i \mid i = \overline{1, m}\}$ – множество ТС, в одном из которых находится анализируемый объект;

$\hat{\Pi} = \{\hat{\pi}_j \mid j = \overline{1, n}\}$ – множество проверок, взаимно однозначно соответствующее множеству

$\Pi = \{\pi_j \mid j = \overline{1, n}\}$ диагностических признаков (ДП), на котором все ТС $S_i \in \mathcal{S}$ попарно различимы, т. е. $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$ есть проверка соответствующего признака $\pi_j \in \Pi$;

$\mathfrak{S} = \{\sigma_{ij} \mid i = \overline{1, m}; j = \overline{1, n}\}$ – множество модельных значений ДП, каждый из которых означает наиболее вероятный исход проверки $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$ в ТС $S_i \in \mathcal{S}$;

$P = \left\{ P(S_i) \mid \sum_{i=1}^m P(S_i) = 1 \right\}$ – множество вероятностей ТС $S_i \in \mathcal{S}$;

$\Phi: \mathcal{S} \times \Pi \rightarrow \mathfrak{S}$ – отображение, при котором $\sigma_{ij} = \Phi(S_i, \pi_j)$, $S_i \in \mathcal{S}$, $\pi_j \in \Pi$. Обычно такое отображение задается в виде таблицы состояний, строками которой являются ТС $S_i = [\sigma_{i1}, \sigma_{i2}, \dots, \sigma_{in}]^T \in \mathcal{S}$ ($i = \overline{1, m}$), а столбцами – признаки $\pi_j \in \Pi$ ($j = \overline{1, n}$).

$\Omega = \{R \mid R \subseteq \mathcal{S}\}$ – алгебра (или σ -алгебра) подмножеств множества \mathcal{S} , в которой элементы R имеют смысл информационных состояний (ИС) моделируемого процесса, а каждый из них представляет собой подмножество «подозреваемых» ТС, в одном из которых может находиться объект в момент анализа его состояния;

$\mathcal{P} = \left\{ P(R) \mid P(R) = \sum_{S_i \in R} P(S_i), R \in \Omega \right\}$ – множество вероятностей ИС $R \subseteq \mathcal{S}$, входящих

во множество Ω . Вероятности $P(R) \in \mathcal{P}$ ИС $R \in \Omega$ как элементов алгебры случайных событий определяются вероятностями входящих в них «подозреваемых» ТС.

В рамках вероятностно-динамической модели (2) реализуется последовательная процедура анализа ТС. Основными ее элементами являются ИС $R \in \Omega$, каждое из которых имеет свою вероятность $P(R)$. Под действием проверок $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$ производится последовательный переход от одного ИС к другому, пока не будет определено ТС, в котором находится объект.

Различают начальное ИС $R = \mathcal{S}$, промежуточные ИС $R \subset \mathcal{S}$ и конечные ИС $R = \{S_i\}$, $i = \overline{1, m}$. Каждое из конечных ИС содержит единственное «подозреваемое» ТС S_i , которое воспринимается как опознанное i -е ТС объекта. В дальнейшем конечные ИС будем обозначать $R_i = \{S_i\}$, а все остальные (неконечные) – $R_k \subseteq \mathcal{S}$ ($k = m+1, m+2, \dots$).

Каждая проверка $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$ имеет некоторое (конечное) число исходов. Общее число исходов проверки $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k обозначим через ω_{kj} , а порядковый номер исхода – через $v = \overline{1, \omega_{kj}}$.

Отдельная проверка $\hat{\pi}_j$ переводит процесс анализа из некоторого ИС $R_k \subseteq \mathcal{S}$ в одно из состояний $R_{kj}^v \subset R_k$, состоящих из меньшего числа элементов, реализуя отображение

$$\hat{\pi}_j : R_k \rightarrow R_{kj}^v \quad (v = \overline{1, \omega_{kj}}), \quad (3)$$

где $R_{kj}^v \subset R_k$ – новое ИС, получаемое в результате v -го исхода проверки ($v = \overline{1, \omega_{kj}}$), причем $\bigcup_{v=\overline{1, \omega_{kj}}} R_{kj}^v = R_k$.

Для достижения конечного ИС R_i в общем случае требуется несколько раз выполнить отображение (3), используя при этом проверки различных признаков $\pi_j \in \Pi$, которые выбираются при построении ГПА. В совокупности эти признаки составляют подмножества $\Pi_i \subseteq \Pi$, проверка которых необходима для определения i -го ТС объекта. С учетом этого процесс перехода из любого ИС $R_k \subseteq \mathcal{S}$ в конечное ИС $R_i = \{S_i\} \in R_k$ формально можно описать в виде композиции (произведения) отображений (3), реализуемых одной проверкой $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}_i$.

Так как первая проверка признака $\pi_j \in \Pi_i$ применяется в начальном ИС $R_k = \mathcal{S}$, а последняя приводит к получению конечного ИС $R_i = \{S_i\}$, то указанную композицию можем записать как отображение

$$\prod_{\pi_j \in \Pi_i} \hat{\pi}_j : \mathcal{S} \rightarrow R_i, \quad i = \overline{1, m}.$$

Процессом анализа ТС можно управлять, целенаправленно выбирая в каждом неконечном ИС $R_k \subseteq \mathcal{S}$ для проверки признак π_j , который принадлежит множеству Π_k допустимых признаков, определяемому из условия

$$\pi_j \in \Pi_k, \text{ если } (\exists S_i, S_f \in R_k) : (\sigma_{ij} \neq \sigma_{fj}). \quad (4)$$

Вероятность $P_k(\hat{\pi}_j^v)$ перехода из ИС R_k в ИС R_{kj}^v при выполнении проверки $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}_k$ определяется по формуле

$$P_k(\hat{\pi}_j^v) = P(R_{kj}^v / R_k) = \frac{P(R_{kj}^v)}{P(R_k)} = \frac{\sum_{S_i \in R_{kj}^v} P(S_i)}{\sum_{S_i \in R_k} P(S_i)}, \quad v = \overline{1, \omega_{kj}}. \quad (5)$$

Составляемую ГПА будем представлять в виде ориентированного графа G , вершинами которого являются ИС процесса анализа, а дугами – исходы проверок признаков в этих состояниях. Граф G состоит из ветвей G_i ($i = \overline{1, m}$), каждая из которых приводит к распознаванию конкретного ТС S_i , имеет одну начальную и m конечных (по числу возможных ТС объекта) вершин.

При указанных условиях требуется, используя метод динамического программирования и меру ценности информации Р.Л. Стратоновича, построить гибкую программу, задающую состав диагностических признаков и последовательность их проверки для распознавания всех заданных ТС объекта с максимальной в среднем ценностью диагностической информации.

ВЫЧИСЛЕНИЕ ЦЕННОСТИ ДИАГНОСТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Так как всякое неконечное ИС R_k обладает определенной энтропией, то его можно рассматривать как отдельный источник информации, а выполняемую в нем проверку $\hat{\pi}_j$ – как средство ее получения.

Проверка $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k может иметь произвольное конечное число ω_{kj} случайных исходов $\hat{\pi}_j^v$ ($v = \overline{1, \omega_{kj}}$). Согласно отображению (3) в результате каждого исхода $\hat{\pi}_j^v$ должно быть получено соответствующее ИС R_{kj}^v ($v = \overline{1, \omega_{kj}}$), содержащее меньшее число элементов. Так как до начала выполнения проверки $\hat{\pi}_j$ неизвестно, каким будет исход, то можно выдвинуть ω_{kj} конкурирующих гипотез относительно получаемых ИС, которые обозначим R_{kj}^u ($u = \overline{1, \omega_{kj}}$). Вероятности $P(R_{kj}^u)$ гипотетических ИС примем как априорные вероятности достижения цели до выполнения проверки, т. е. до получения информации. При исходе $\hat{\pi}_j^v$ проверки $\hat{\pi}_j$, выполняемой в ИС R_k , получается новое ИС R_{kj}^v , вероятность $P(R_{kj}^v)$ которого примем как апостериорную (после получения информации) вероятность достижения цели.

Пусть в результате выполнения проверки $\hat{\pi}_j$ получается ИС $R_{kj}^v = R_{kj}^u$, т. е. объект действительно находится в ИС R_{kj}^v . Предположим, что в таком случае потери на распознавание ТС оцениваются величиной α . Если же полученное ИС $R_{kj}^v \neq R_{kj}^u$, то потери можно оценить величиной $\beta > \alpha$.

Следует отметить, что в работе [6] величинами α и β оценивались величины «выигрышей», соответствующих правильным и неправильным шагам.

До выполнения проверки $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k априорные средние «потери» оцениваются величиной

$$L(R_{kj}^u) = P(R_{kj}^1)\beta + P(R_{kj}^2)\beta + \dots + P(R_{kj}^{u-1})\beta + P(R_{kj}^u)\alpha + P(R_{kj}^{u+1})\beta + \\ + P(R_{kj}^{u+2})\beta + \dots + P(R_{kj}^{\omega_{kj}})\beta = P(R_{kj}^u)\alpha + (1 - P(R_{kj}^u))\beta = (\alpha - \beta)P(R_{kj}^u) + \beta.$$

После выполнения проверки $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k апостериорные средние потери можно оценить величиной

$$L(R_{kj}^v / R_{kj}^u) = P(R_{kj}^1)\beta + P(R_{kj}^2)\beta + \dots + P(R_{kj}^{v-1})\beta + P(R_{kj}^v)\alpha + P(R_{kj}^{v+1})\beta + \\ + P(R_{kj}^{v+2})\beta + \dots + P(R_{kj}^{\omega_{kj}})\beta = P(R_{kj}^v)\alpha + (1 - P(R_{kj}^v))\beta = (\alpha - \beta)P(R_{kj}^v) + \beta.$$

В соответствии с концепцией Р.Л. Стратоновича [5] ценность получаемой информации имеет смысл разности априорных и апостериорных средних потерь.

Таким образом, ценность $V_k(\hat{\pi}_j^{v,u})$ информации, получаемой в результате исхода $\hat{\pi}_j^v$ выполняемой проверки, если в качестве основной выбрана гипотеза R_{kj}^u , определяется по формуле

$$V_k(\hat{\pi}_j^{v,u}) = L(R_{kj}^u) - L(R_{kj}^v/R_{kj}^u) = (\beta - \alpha) [P(R_{kj}^v) - P(R_{kj}^u)], v, u = \overline{1, \omega_{kj}}. \quad (6)$$

Основная гипотеза R_{kj}^u при этих условиях может подтвердиться ($u = v$) с вероятностью $P_k(\hat{\pi}_j^v)$ v -го исхода выполненной проверки $\hat{\pi}_j$ или быть отклонена в пользу любой из других гипотез ($u \neq v$) с той же вероятностью. Вероятность $P_k(\hat{\pi}_j^v)$ определяется как условная вероятность перехода из ИС R_k в новое ИС R_{kj}^v по формуле (5).

Поскольку исходы $\hat{\pi}_j^v$ проверки $\hat{\pi}_j$ составляют полную группу несовместных событий, то

$$\sum_{v=1}^{\omega_{kj}} P_k(\hat{\pi}_j^v) = 1.$$

Величина показателя $V_k(\hat{\pi}_j^{v,u})$, определяемого выражением (6), зависит от того, какая из гипотез R_{kj}^u принята в качестве основной и какой исход $\hat{\pi}_j^v$ дает выполняемая проверка. Поэтому для вычисления ценности $V_k(\hat{\pi}_j)$ общей информации, полученной в результате выполнения проверки $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k , необходимо дважды просуммировать взвешенные с помощью вероятности $P_k(\hat{\pi}_j^v)$ значения показателя $V_k(\hat{\pi}_j^{v,u})$: сначала по числу ω_{kj} выдвинутых гипотез R_{kj}^u , а затем по такому же числу возможных исходов $\hat{\pi}_j^v$ проверки $\hat{\pi}_j$, т. е.

$$V_k(\hat{\pi}_j) = \sum_{v=1}^{\omega_{kj}} \sum_{u=1}^{\omega_{kj}} P_k(\hat{\pi}_j^v) V_k(\hat{\pi}_j^{v,u}) = \sum_{v=1}^{\omega_{kj}} P_k(\hat{\pi}_j^v) \sum_{u=1}^{\omega_{kj}} (\beta - \alpha) [P(R_{kj}^v) - P(R_{kj}^u)]. \quad (7)$$

С учетом того, что, в соответствии с (5),

$$P_k(\hat{\pi}_j^v) = \frac{P(R_{kj}^v)}{P(R_k)},$$

формулу (7) можно путем несложных преобразований привести к виду

$$V_k(\hat{\pi}_j) = \frac{(\beta - \alpha)}{P(R_k)} \sum_{\substack{v,u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P(R_{kj}^v) - P(R_{kj}^u)]^2 \quad (8)$$

или к аналогичному виду

$$V_k(\hat{\pi}_j) = (\beta - \alpha) P(R_k) \sum_{\substack{v,u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P_k(\hat{\pi}_j^v) - P_k(\hat{\pi}_j^u)]^2. \quad (9)$$

Множество неконечных ИС $R_k \subseteq S$, входящих в состав ориентированного графа G , образующего ГПА, обозначим Ω_k , причем $\Omega_k \subset \Omega$, где Ω – алгебра событий, осуществимых при заданных множествах $S = \{S_i | i = \overline{1, m}\}$ и $\Pi = \{\pi_j | j = \overline{1, n}\}$. Усредняя величину $V_k(\hat{\pi}_j)$ по множеству Ω_k всех ИС R_k , получим оценку $V(G)$ ценности информации для уже построенной ГПА:

$$V(G) = M \{V_k(\hat{\pi}_j)\} = \sum_{R_k \in \Omega_k} P(R_k) V_k(\hat{\pi}_j). \quad (10)$$

где M – символ математического ожидания.

Подставив в выражение (10) формулы (8) и (9), получим соответственно:

$$V(G) = (\beta - \alpha) \sum_{R_k \in \Omega_k} \sum_{\substack{v, u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P(R_{kj}^v) - P(R_{kj}^u)]^2; \quad (11)$$

$$V(G) = (\beta - \alpha) \sum_{R_k \in \Omega_k} P^2(R_k) \sum_{\substack{v, u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P_k(\hat{\pi}_j^v) - P_k(\hat{\pi}_j^u)]^2. \quad (12)$$

Если принять допущение о том, что потери при подтверждении основной гипотезы равны нулю, т. е. $\alpha = 0$, а при ее отклонении эти потери равны единице, т. е. $\beta = 1$, тогда формулы (8), (9), (11) и (12) преобразуются, соответственно, к виду:

$$V_k(\hat{\pi}_j) = \frac{1}{P(R_k)} \sum_{\substack{v, u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P(R_{kj}^v) - P(R_{kj}^u)]^2; \quad (13)$$

$$V_k(\hat{\pi}_j) = P(R_k) \sum_{\substack{v, u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P_k(\hat{\pi}_j^v) - P_k(\hat{\pi}_j^u)]^2; \quad (14)$$

$$V(G) = \sum_{R_k \in \Omega_k} \sum_{\substack{v, u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P(R_{kj}^v) - P(R_{kj}^u)]^2; \quad (15)$$

$$V(G) = \sum_{R_k \in \Omega_k} P^2(R_k) \sum_{\substack{v, u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{kj}} [P_k(\hat{\pi}_j^v) - P_k(\hat{\pi}_j^u)]^2. \quad (16)$$

В частном случае, когда используются диагностические признаки в бинарной форме представления, т. е. когда проверка $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k имеет только два исхода $\hat{\pi}_j^1$ и $\hat{\pi}_j^2$ (ИС R_{kj}^1 и R_{kj}^2), формулы (13) и (14) могут быть представлены в более простом виде, а именно:

$$V_k(\hat{\pi}_j) = \frac{[P(R_{kj}^1) - P(R_{kj}^2)]^2}{P(R_k)}; \quad (17)$$

$$V_k(\hat{\pi}_j) = P(R_k) [P_k(\hat{\pi}_j^1) - P_k(\hat{\pi}_j^2)]^2. \quad (18)$$

При этом формулы (15) и (16) преобразуются, соответственно, к виду:

$$V(G) = \sum_{R_k \in \Omega_k} [P(R_{kj}^1) - P(R_{kj}^2)]^2; \quad (19)$$

$$V(G) = \sum_{R_k \in \Omega_k} P^2(R_k) [P_k(\hat{\pi}_j^1) - P_k(\hat{\pi}_j^2)]^2. \quad (20)$$

В рамках рассматриваемой модели и принятых допущений числовые значения ценности информации заключены в диапазоне $0 \leq V_k(\hat{\pi}_j) < 1$.

В качестве исходной формулы для вычисления показателя ценности диагностической информации в синтезируемой ГПА будем использовать выражение (14).

В соответствии с принципами динамического программирования с помощью данного выражения можно последовательно найти оценку показателя $V_k(\hat{\pi}_j)$ для всех ИС, начиная с $R_k = \{S_i, S_f\}$, $i, f = \overline{1, m}$, $i \neq f$ и кончая $R_k = \{S_1, \dots, S_m\}$, и по ним выбрать наиболее ценные признаки.

Однако формула (14) недостаточно приспособлена для такой процедуры, так как при переходе от ИС, содержащего меньшее число элементов, к ИС с большим числом элементов все вычисления приходится выполнять заново. Для устранения этого недостатка преобразу-

ем ее в форму рекуррентного соотношения. Для этого обозначим признак, проверяемый в ИС R_k , через π_s и выделим относящиеся к нему члены в виде отдельного слагаемого. В результате получим

$$V_k(\hat{\pi}_s) = P(R_k) \sum_{\substack{v,u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{ks}} \left[P_k(\hat{\pi}_s^v) - P_k(\hat{\pi}_s^u) \right]^2 + \sum_{v=1}^{\omega_{ks}} P_k(\hat{\pi}_s^v) P(R_{ks}^v) \sum_{\substack{w,z=1 \\ w \neq z, w < z}}^{\omega_{ksj}} \left[P_{ks}^v(\hat{\pi}_j^w) - P_{ks}^v(\hat{\pi}_j^z) \right]^2, \quad (21)$$

где $P_{ks}^v(\hat{\pi}_j^w)$ и $P_{ks}^v(\hat{\pi}_j^z)$ – вероятности w -го и z -го исходов проверки $\hat{\pi}_j$, выполненной в ИС R_{ks}^v , согласно отображению

$$\hat{\pi}_j : R_{ks}^v \rightarrow (R_{ks}^v)_j^w \quad (w = \overline{1, \omega_{ksj}}).$$

Введем обозначение

$$V_{ks}^v = P(R_{ks}^v) \sum_{\substack{w,z=1 \\ w \neq z, w < z}}^{\omega_{ksj}} \left[P_{ks}^v(\hat{\pi}_j^w) - P_{ks}^v(\hat{\pi}_j^z) \right]^2. \quad (22)$$

Выражение (22), как видно из сопоставления его с формулой (14), дает оценку ценности диагностической информации, получаемой при реализации R_{ks}^v -подпрограммы, начинающейся с проверки признака $\pi_j \in \Pi_{ks}^v$. Под R_{ks}^v -подпрограммой понимается часть графа G , начальной вершиной которого является ИС R_{ks}^v , вместе с выходящими из нее путями и областью достижимости. Π_{ks}^v – подмножество признаков, допустимых для проверки в ИС R_{ks}^v , определяемое по условию (4). Подставив (22) в формулу (21), получим рекуррентное соотношение, позволяющее вычислить среднюю ценность диагностической информации, получаемой при выполнении проверки $\hat{\pi}_j$ в ИС R_k

$$\bar{V}_k(\hat{\pi}_s) = P(R_k) \sum_{\substack{v,u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{ks}} \left[P_k(\hat{\pi}_s^v) - P_k(\hat{\pi}_s^u) \right]^2 + \sum_{v=1}^{\omega_{ks}} P_k(\hat{\pi}_s^v) V_{ks}^v. \quad (23)$$

Если ИС $R_{ks}^v = R_i = \{S_i\}$, то $V_{ks}^v = 0$, так как в конечных состояниях проверки уже не выполняются.

Вычислив значение показателя $\bar{V}_k(\hat{\pi}_s)$ для всех допустимых признаков $\pi_s \in \Pi_k$, выберем в качестве оптимального признака такой, что

$$\pi_j = \arg \max_{\pi_s \in \Pi_k} \left\{ \bar{V}_k(\hat{\pi}_s) \right\}. \quad (24)$$

Выполнив в аналогичном порядке вычисления по формуле (23) для всех $R_k = \Omega_k$ и выбрав в каждом из них оптимальный признак по критерию (24), найдем все оптимальные признаки π_j и соответствующие им значения показателя $\bar{V}_k(\hat{\pi}_j)$.

По этим данным составим оптимальную ГПА по методике, изложенной в работе [9]. Значение $\bar{V}_k(\hat{\pi}_j)$, соответствующее выбранному оптимальному признаку π_j в начальном ИС $R_k = \mathcal{S}$, дает оценку ценности диагностической информации всей синтезированной ГПА. Для проверки правильности выполненных расчетов воспользуемся формулами (15) и (16). Если вычисленное по этим формулам значение $V(G) = \bar{V}_k(\hat{\pi}_j)$, $k: R_k = \mathcal{S}$, то ГПА составлена правильно.

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ ГИБКОЙ ПРОГРАММЫ АНАЛИЗА

Согласно принципу оптимальности Беллмана выбираемая в ИС R_k проверка должна быть оптимальной относительно этого состояния вне зависимости от того, каковы были предшествующие состояние и проверка, выбранная в нем. При этом процесс выбора проверок следует начинать «с конца», т. е. с состояний R_k , содержащих по два элемента.

Задача построения оптимальной ГПА заключается в отыскании всех подмножеств $\Pi_i \subseteq \Pi$, при которых показатель $V_k(\hat{\pi}_j)$ ценности диагностической информации принимает максимальное значение.

Основными этапами синтеза оптимальной ГПА являются:

- 1) определение множества $\Omega = \{R_k \mid R_k \subseteq \mathcal{S}\}$ информационных состояний;
- 2) выбор оптимальных признаков для каждого ИС $R_k \subseteq \mathcal{S}$;
- 3) составление оптимальной ГПА по результатам расчетов.

На первом этапе требуется определить все ИС $R_k \in \mathcal{S}$, которые являются основными элементами синтезируемой ГПА, т. е. найти необходимые элементы σ -алгебры Ω .

Определение множества $\Omega = \{R_k \mid R_k \subseteq \mathcal{S}\}$ всех промежуточных ИС, которые могут возникнуть при различных исходах проверок допустимых признаков $\pi_j \in \Pi_k$, предусматривает выполнение ряда шагов.

Шаг 1.1. Считаем исходным информационным состоянием – начальное ИС $R_k = \mathcal{S}$.

Шаг 1.2. Каждой допустимой проверкой $\hat{\pi}_j$ подействуем как отображением (3) на исходное (начальное) ИС R_k , в результате чего получим новые ИС R_{kj}^v , каждое из которых содержит меньшее число элементов (среди них могут быть и конечные).

Шаг 1.3. Зафиксируем полученные ИС (кроме конечных) как элементы искомого множества Ω . При этом возможно повторное получение одного и того же ИС. Из повторяющихся ИС включим в множество Ω только одно состояние.

Шаг 1.4. Для каждого ИС из полученного на шаге 1.3 множества определим соответствующее подмножество допустимых признаков, которыми подействуем на него как отображениями (3), и получим ряд новых ИС.

Шаг 1.5. Если любое ИС, фиксируемое на шаге 1.3, содержит не более двух элементов, то процедура окончена, иначе переход к шагу 1.2.

В результате выполнения описанной процедуры найдем все необходимые информационные состояния $R_k \subseteq \mathcal{S}$ и соответствующие им подмножества $\Pi_k \subseteq \Pi$ допустимых признаков.

На втором этапе из каждого подмножества $\Pi_k \subseteq \Pi$ в ИС R_k выбирается оптимальный признак $\pi_j \in \Pi_k$.

Если в основу выбора положен принцип динамического программирования, тогда необходимо последовательно найти оптимальные (согласно выбранному критерию) признаки в состояниях R_k , содержащих два, три и большее (вплоть до m) число элементов S_i ($i = \overline{1, m}$).

Шаг 2.1. На первом шаге найдем оптимальные признаки для ИС, состоящих из двух элементов, т. е. $R_k = \{S_i, S_f\}$, $i, f = \overline{1, m}, i \neq f$. Очевидно, что при проверке любого признака $\pi_j \in \Pi_k$ из состояния R_k получаются только конечные состояния R_i и R_f , поэтому в формуле (23) рекуррентная добавка $V_{ks}^v(\hat{\pi}_j)$, $v = \{1; 2\}$, принимает нулевое значение. Поскольку любая проверка, выполненная в таком ИС, имеет только два исхода, то для вычисления ценности информации вместо формулы (23) можно воспользоваться более простым выражением (18).

В качестве оптимального выберем самый ценный признак в соответствии с условием (24).

Шаг 2.2. Рассмотрим состоящие из трех элементов ИС $R_k = \{S_i, S_f, S_l\}$ ($i, f, l = \overline{1, m}, i \neq f \neq l$). Среди ИС, полученных из этого состояния при различных исходах проверок признаков $\pi_j \in P_k$, не может быть таких, которые содержат более двух элементов. Но для каждого из возможных ИС R_k , для которых $\text{card } R_k = 2$, на предыдущем шаге уже определен оптимальный для проверки признак. Выберем в качестве оптимального признак π_j , которому соответствует согласно условию (24) максимальное значение показателя ценности диагностической информации. В таком же порядке найдем оптимальные признаки и для других состояний $R_k = \{S_i, S_f, S_l\}$.

Шаг 2.3. Порядок выбора оптимальных признаков сохраняется и на последующих шагах при рассмотрении ИС, состоящих более чем из трех элементов, причем на каждом из этих шагов рекуррентно используются результаты вычислений, полученные на предшествующих шагах.

Шаг 2.4. На последнем шаге выбирается оптимальный признак π_j для начального состояния $R_k = \mathcal{S}$. Он принимается в качестве первого проверяемого признака синтезируемой оптимальной ГПА.

Завершающий третий этап синтеза оптимальной ГПА заключается в ниже следующем.

Шаг 3.1. Так как первый оптимальный признак программы входит во все ее ветви G_i , то соответственно он является первым элементом всех искомым упорядоченных множеств $\Pi_i \subseteq \Pi$. Для отыскания последующих элементов этих подмножеств выполним следующие операции.

Шаг 3.2. Найдем ИС R_{kj}^v , которые получаются из состояния $R_k = \mathcal{S}$ при различных исходах проверки первого признака программы. Выясним, какой оптимальный признак выбран в каждом из найденных ИС R_{kj}^v . Этот признак входит в ветви G_i , проходящие через рассматриваемое ИС R_{kj}^v , и является, следовательно, вторым элементом соответствующих подмножеств Π_i .

Шаг 3.3. Аналогично установим, какие новые состояния получаются из ИС R_{kj}^v при проверке признаков, занимающих второе место в подмножествах Π_i , и какие в них выбраны оптимальные признаки. Последние занесем на третье место соответствующих подмножеств Π_i .

Процесс продолжим до получения конечных ИС R_i ($i = \overline{1, m}$). В результате найдем все упорядоченные подмножества $\Pi_i \subseteq \Pi$, задающие состав и очередность проверки признаков $\pi_j \in \Pi$ для распознавания конкретного технического состояния $S_i \in \mathcal{S}$ объекта.

Поскольку при выборе признаков $\pi_j \in \Pi_i$ соблюдается принцип оптимальности Беллмана, построенная ГПА является оптимальной по критерию максимума ценности диагностической информации.

ПРИМЕР РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМА

Пусть в виде табл. 1 заданы множества $\mathcal{S} = \{S_i | i = \overline{1, 10}\}$ технических состояний, в одном из которых может находиться объект, множество $\Pi = \{\pi_j | j = \overline{1, 6}\}$ диагностических признаков, на котором все ТС попарно различимы, а также цены $c(\pi_j)$ проверок признаков (в условных единицах) и вероятности $P(S_i) (i = \overline{1, 10})$ этих ТС.

Требуется построить оптимальную по критерию максимума ценности диагностической информации программу распознавания всех заданных ТС объекта.

Таблица 1

Таблица состояний объекта анализа

ТС S_i	Диагностические признаки π_j						$P(S_i)$
	π_1	π_2	π_3	π_4	π_5	π_6	
S_1	a	a	a	a	a	a	0,16
S_2	b	b	a	c	b	a	0,07
S_3	a	b	c	b	b	a	0,12
S_4	a	a	b	d	b	b	0,11
S_5	a	a	c	a	a	c	0,08
S_6	b	b	b	b	a	c	0,09
S_7	b	a	c	d	b	b	0,06
S_8	a	b	c	a	b	c	0,13
S_9	a	a	b	c	a	b	0,10
S_{10}	b	a	a	d	a	c	0,08
$c(\pi_j)$, усл. ед.	2	3	2,5	5	3,5	4	

Решение. 1. Найдем множество Ω всех ИС R_k , которые могут возникнуть в процессе анализа, и множества Π_k допустимых признаков для каждого из этих состояний.

В начальном состоянии $R_{1-10} = \{S_1, \dots, S_{10}\}$ все признаки $\{\pi_1, \dots, \pi_6\}$ допустимы для проверки.

В соответствии с отображением (3) найдем состояния $R_{1-10;j}^v$, которые получаются из начального ИС R_{1-10} при различных исходах проверок $\hat{\pi}_j$ ($j = \overline{1,6}$).

Подействуем каждой проверкой $\hat{\pi}_j$ как отображением на исходное ИС R_{1-10} . Например, проверка $\hat{\pi}_3$ дает следующие новые ИС:

$$\hat{\pi}_3 : R_{1-10} \rightarrow \begin{cases} R_{1-10;3}^1 = \{S_1, S_2, S_{10}\} = R_{1,2,10}, \text{ если } y_3 = a; \\ R_{1-10;3}^2 = \{S_4, S_6, S_9\} = R_{4,6,9}, \text{ если } y_3 = b; \\ R_{1-10;3}^3 = \{S_3, S_5, S_7, S_8\} = R_{3,5,7,8}, \text{ если } y_3 = c. \end{cases}$$

Аналогично преобразуется исходное ИС R_{1-10} при воздействии на него проверками $\hat{\pi}_1, \hat{\pi}_2, \hat{\pi}_4, \hat{\pi}_5, \hat{\pi}_6$. Исходное ИС R_{1-10} и вновь полученные ИС $R_{1-10;j}^v$ ($j = \overline{1,6}$), кроме конечных, включим в искомое множество Ω . Те из них, которые содержат три и более элемента, преобразуем с помощью допустимых в них проверок по правилу (3). Например, в ИС $R_{1,2,10} = \{S_1, S_2, S_{10}\}$ допустимы для проверки признаки согласно условию (4) образуют множество $\Pi_{1,2,10} = \{\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5, \pi_6\}$. Соответственно, по правилу (3) получим:

$$\begin{aligned} \hat{\pi}_1 : R_{1,2,10} &\rightarrow \begin{cases} R_{1,2,10;1}^1 = \{S_1\} = R_1, \text{ если } y_1 = a; \\ R_{1,2,10;1}^2 = \{S_2, S_{10}\} = R_{2,10}, \text{ если } y_1 = b; \end{cases} \\ \hat{\pi}_2 : R_{1,2,10} &\rightarrow \begin{cases} R_{1,2,10;2}^1 = \{S_1, S_{10}\} = R_{1,10}, \text{ если } y_2 = a; \\ R_{1,2,10;2}^2 = \{S_2\} = R_2, \text{ если } y_2 = b; \end{cases} \\ \hat{\pi}_4 : R_{1,2,10} &\rightarrow \begin{cases} R_{1,2,10;4}^1 = \{S_1\} = R_1, \text{ если } y_4 = a; \\ R_{1,2,10;4}^2 = \{S_2\} = R_2, \text{ если } y_4 = c; \\ R_{1,2,10;4}^3 = \{S_{10}\} = R_{10}, \text{ если } y_4 = b; \end{cases} \\ \hat{\pi}_5 : R_{1,2,10} &\rightarrow \begin{cases} R_{1,2,10;5}^1 = \{S_1, S_{10}\} = R_{1,10}, \text{ если } y_5 = a; \\ R_{1,2,10;5}^2 = \{S_2\} = R_2, \text{ если } y_5 = b; \end{cases} \end{aligned}$$

$$\hat{\pi}_6 : R_{1,2,10} \rightarrow \begin{cases} R_{1,2,10;6}^1 = \{S_1, S_2\} = R_{1,2}, \text{ если } y_6 = a; \\ R_{1,2,10;6}^2 = \{S_{10}\} = R_{10}, \text{ если } y_6 = c. \end{cases}$$

Из вновь полученных неконечных ИС в множество Ω включаются $R_{1,2}$; $R_{1,10}$ и $R_{2,10}$, причем ИС $R_{1,10}$ только один раз, хотя оно и повторяется дважды. По таким же правилам находятся и все остальные элементы множества Ω .

Перенумеруем ИС, включенные в множество Ω , упорядочив их по числу содержащихся в них элементов S_i ($i = \overline{1,10}$) и занесем для удобства в табл. 2 (в первый столбец). Конечные ИС R_i ($i = \overline{1,10}$) как не входящие в множество Ω в таблицу не заносятся. Во второй столбец табл. 2 занесем признаки, допустимые для проверки в каждом ИС. Они определяются по условию (4).

2. Выберем оптимальные для проверки признаки в каждом из полученных ИС $R_k \subseteq \mathcal{S}$.

Сначала рассмотрим ИС R_{11} – R_{30} , содержащие по два элемента. Любая из допустимых проверок, выполненная в таком состоянии, приведет к распознаванию конкретного ТС объекта, поэтому в формуле (23) $V_{ks}^v = 0$.

В состоянии $R_{11} = \{S_1, S_2\}$ допустимыми для проверки согласно условию (4) являются признаки $\{\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5\}$. Любая из этих проверок, например, $\hat{\pi}_1$, дает следующие исходы:

$$\hat{\pi}_1 : R_{11} \rightarrow \begin{cases} R_{11;1}^1 = R_1 = \{S_1\}, \text{ если } y_1 = a; \\ R_{11;1}^2 = R_2 = \{S_2\}, \text{ если } y_1 = b. \end{cases}$$

Определим вероятности этих исходов, используя формулу (5):

$$P_{11}(\hat{\pi}_1^1) = \frac{P(S_1)}{P(S_1) + P(S_2)} = \frac{0,16}{0,16 + 0,07} = 0,696; \quad P_{11}(\hat{\pi}_1^2) = \frac{P(S_2)}{P(S_1) + P(S_2)} = \frac{0,07}{0,16 + 0,07} = 0,304.$$

Подставим полученные значения в формулу (18) и вычислим

$$\bar{V}_{11}(\hat{\pi}_1) = P(R_{11}) [P_{11}(\hat{\pi}_1^1) - P_{11}(\hat{\pi}_1^2)]^2 = (0,16 + 0,07) [0,696 - 0,304]^2 = 0,0352.$$

Поскольку вероятности исходов других проверок будут такими же, ценность всех допустимых проверок в рассматриваемом ИС тоже будет одинаковой:

$$\bar{V}_{11}(\hat{\pi}_2) = \bar{V}_{11}(\hat{\pi}_4) = \bar{V}_{11}(\hat{\pi}_5) = 0,0352.$$

Такая ситуация характерна для ИС, состоящих из двух элементов, при использовании дискретных диагностических признаков, поскольку вероятности $P(S_i)$ технических состояний жестко заданы и не изменяются в процессе построения ГПА. В таких случаях в качестве оптимального признака следует выбирать тот, который имеет меньшую цену проверки $c(\pi_j)$, если эти цены заданы, или использовать другие критерии (максимум достоверности, максимум полезности и др.).

Так как по условиям примера заданы цены проверок, то в качестве оптимального признака в ИС R_{11} выберем π_1 как имеющий наименьшую цену. Занесем этот признак в третий столбец табл. 2, а соответствующее ему значение $\bar{V}_{11}(\hat{\pi}_1)$ – в четвертый столбец этой таблицы.

Аналогичным образом рассчитаем ценность проверок и выберем оптимальные признаки для ИС R_{12} – R_{30} . Результаты расчетов занесем в табл. 2.

Затем перейдем к рассмотрению ИС R_{31} – R_{42} , состоящих из трех элементов.

Например, в состоянии $R_{31} = \{S_1, S_2, S_3\}$ допустимыми являются признаки $\{\pi_1, \dots, \pi_5\}$. Вычислим среднюю ценность $\bar{V}_{31}(\hat{\pi}_j)$ диагностической информации, получаемой при реализации R_{31} -подпрограммы, начинающейся с проверки каждого из них, воспользовавшись соотношением (23).

Таблица 2

Результаты расчетов

ИС $R_k \subseteq \mathcal{S}$	$\pi_j \in \Pi_k$	Оптимальный признак π_j	$\bar{V}_k(\pi_j)$
$R_{11}=\{S_1, S_2\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5$	π_1	0,0352
$R_{12}=\{S_1, S_3\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_3	0,0057
$R_{13}=\{S_1, S_5\}$	π_3, π_6	π_3	0,0267
$R_{14}=\{S_1, S_{10}\}$	π_1, π_4, π_6	π_1	0,0267
$R_{15}=\{S_2, S_3\}$	π_1, π_4, π_6	π_1	0,0132
$R_{16}=\{S_2, S_6\}$	$\pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_3	0,0025
$R_{17}=\{S_2, S_7\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_6$	π_3	0,0008
$R_{18}=\{S_2, S_9\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_5, \pi_6$	π_1	0,0053
$R_{19}=\{S_2, S_{10}\}$	$\pi_2, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_2	0,0007
$R_{20}=\{S_3, S_6\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_5, \pi_6$	π_1	0,0043
$R_{21}=\{S_3, S_8\}$	π_4, π_6	π_6	0,0004
$R_{22}=\{S_4, S_7\}$	π_1, π_3	π_1	0,0147
$R_{23}=\{S_4, S_9\}$	π_4, π_5	π_5	0,0005
$R_{24}=\{S_5, S_7\}$	$\pi_1, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_1	0,0029
$R_{25}=\{S_5, S_8\}$	π_2, π_5	π_2	0,0119
$R_{26}=\{S_5, S_{10}\}$	π_1, π_3, π_4	π_1	0
$R_{27}=\{S_6, S_8\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_1	0,0073
$R_{28}=\{S_6, S_9\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_6$	π_1	0,0005
$R_{29}=\{S_6, S_{10}\}$	π_2, π_3, π_4	π_3	0,0006
$R_{30}=\{S_7, S_{10}\}$	π_3, π_5, π_6	π_3	0,0029
$R_{31}=\{S_1, S_2, S_3\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_1	0,1306
$R_{32}=\{S_1, S_2, S_{10}\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_2	0,1139
$R_{33}=\{S_1, S_5, S_8\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_5, \pi_6$	π_2	0,05
$R_{34}=\{S_1, S_5, S_9\}$	π_3, π_4, π_6	π_4	0,0765
$R_{35}=\{S_2, S_3, S_8\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_6$	π_1	0,1016
$R_{36}=\{S_3, S_4, S_8\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_6$	π_3	0,0547
$R_{37}=\{S_3, S_5, S_8\}$	$\pi_2, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_2	0,0879
$R_{38}=\{S_3, S_7, S_8\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_6$	π_1	0,11678
$R_{39}=\{S_4, S_6, S_9\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_1	0,0483
$R_{40}=\{S_4, S_7, S_9\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_1	0,0837
$R_{41}=\{S_4, S_7, S_{10}\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_5, \pi_6$	π_5	0,0424
$R_{42}=\{S_5, S_6, S_{10}\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4$	π_1	0,0328
$R_{43}=\{S_1, S_4, S_5, S_9\}$	$\pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_5	0,1753
$R_{44}=\{S_1, S_5, S_9, S_{10}\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_6$	π_1	0,2229
$R_{45}=\{S_2, S_3, S_6, S_8\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_5	0,2083
$R_{46}=\{S_2, S_6, S_7, S_{10}\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_6	0,0743
$R_{47}=\{S_3, S_5, S_7, S_8\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_1	0,2613
$R_{48}=\{S_5, S_6, S_8, S_{10}\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_3	0,0892
$R_{49}=\{S_1, S_5, S_6, S_9, S_{10}\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_6$	π_2	0,3971
$R_{50}=\{S_2, S_3, S_4, S_7, S_8\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_6$	π_3	0,2763
$R_{51}=\{S_1, S_3, S_4, S_5, S_8, S_9\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_4	0,3173
$R_{52}=\{S_1, S_4, S_5, S_7, S_9, S_{10}\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6$	π_1	0,2973
$R_{53}=\{S_1, \dots, S_{10}\}$	π_1, \dots, π_6	π_1	0,4044

Для признака π_1 это соотношение принимает вид

$$\bar{V}_{31}(\hat{\pi}_1) = P(R_{31}) \sum_{\substack{v,u=1 \\ v \neq u, v < u}}^{\omega_{31,1}} \left[P_{31}(\hat{\pi}_1^v) - P_{31}(\hat{\pi}_1^u) \right]^2 + \sum_{v=1}^{\omega_{31,1}} P_{31}(\hat{\pi}_1^v) V_{31,1}^v.$$

Проверка $\hat{\pi}_1$, выполненная в ИС $R_{31} = \{S_1, S_2, S_3\}$, в соответствии с отображением (3) имеет следующие исходы:

$$\hat{\pi}_1 : R_{31} \rightarrow \begin{cases} R_{31,1}^1 = R_{12} = \{S_1, S_3\}, \text{ если } y_1 = a; \\ R_{31,1}^2 = R_2 = \{S_2\}, \text{ если } y_1 = b. \end{cases}$$

Определим вероятности этих исходов, используя формулу (5):

$$P_{31}(\hat{\pi}_1^1) = \frac{P(S_1) + P(S_3)}{P(S_1) + P(S_2) + P(S_3)} = \frac{0,16 + 0,12}{0,16 + 0,07 + 0,12} = 0,8;$$

$$P_{31}(\hat{\pi}_1^2) = \frac{P(S_2)}{P(S_1) + P(S_2) + P(S_3)} = \frac{0,07}{0,16 + 0,07 + 0,12} = 0,2.$$

Так как состояние $R_{31,1}^2$ – конечное, то соответствующее ему значение $V_{31,1}^2 = 0$.

Для неконечного ИС $R_{31,1}^1 = R_{12}$ ранее уже было найдено (табл. 2)

$$V_{31,1}^1 = \bar{V}_{12}(\hat{\pi}_3) = 0,0057.$$

Подставив найденные значения $V_{31,1}^v$ и $P_{31}(\hat{\pi}_1^v)$ ($v = 1; 2$) в формулу (23), получим

$$\begin{aligned} \bar{V}_{31}(\hat{\pi}_1) &= P(R_{31}) \left[P_{31}(\hat{\pi}_1^1) - P_{31}(\hat{\pi}_1^2) \right]^2 + P_{31}(\hat{\pi}_1^1) V_{31,1}^1 + P_{31}(\hat{\pi}_1^2) V_{31,1}^2 = \\ &= (0,16 + 0,07 + 0,12) [0,8 - 0,2]^2 + 0,8 \cdot 0,0057 + 0,2 \cdot 0 = 0,1306. \end{aligned}$$

Путем аналогичных вычислений определим средние затраты на реализацию R_{31} -подпрограмм, начинающихся соответственно с проверок признаков π_2 – π_5 :

$$\bar{V}_{31}(\hat{\pi}_2) = \bar{V}_{31}(\hat{\pi}_5) = 0,0097; \quad \bar{V}_{31}(\hat{\pi}_3) = 0,0578; \quad \bar{V}_{31}(\hat{\pi}_4) = 0,0349.$$

По условию (24) в качестве оптимального признака в ИС R_{31} выберем π_1 , которому соответствует наибольшее значение $\bar{V}_{31}(\hat{\pi}_1) = 0,1306$ и занесем полученные данные в табл. 2.

Действуя подобным образом, определим оптимальные проверки для остальных ИС R_{32} – R_{52} , состоящих из трех и более элементов. По мере выбора признаки π_j и соответствующие им значения $\bar{V}_k(\hat{\pi}_j)$ занесем в табл. 2.

Процедуру выбора завершим в начальном ИС $R_{53} = \{S_1, \dots, S_{10}\}$.

Проверка $\hat{\pi}_3$ в начальном состоянии имеет следующие исходы:

$$\hat{\pi}_3 : R_{53} \rightarrow \begin{cases} R_{53,3}^1 = \{S_1, S_2, S_{10}\} = R_{32}, \text{ если } y_3 = a; \\ R_{53,3}^2 = \{S_4, S_6, S_9\} = R_{39}, \text{ если } y_3 = b; \\ R_{53,3}^3 = \{S_3, S_5, S_7, S_8\} = R_{47}, \text{ если } y_3 = c. \end{cases}$$

Определим вероятности этих исходов, используя формулу (1.35):

$$P_{53}(\hat{\pi}_3^1) = \frac{P(S_1) + P(S_2) + P(S_{10})}{\sum_{i=1}^{10} P(S_i)} = 0,31; \quad P_{53}(\hat{\pi}_3^2) = \frac{P(S_4) + P(S_6) + P(S_9)}{\sum_{i=1}^{10} P(S_i)} = 0,3;$$

$$P_{53}(\hat{\pi}_3^3) = \frac{P(S_3) + P(S_5) + P(S_7) + P(S_8)}{\sum_{i=1}^{10} P(S_i)} = 0,39.$$

Для ИС $R_{53;3}^1 = R_{32}$, $R_{53;3}^2 = R_{39}$ и $R_{53;3}^3 = R_{47}$ ранее уже были найдены (табл. 2):

$$V_{53;3}^1 = \bar{V}_{32}(\hat{\pi}_2) = 0,1139; V_{53;3}^2 = \bar{V}_{39}(\hat{\pi}_1) = 0,0483; V_{53;3}^3 = \bar{V}_{47}(\hat{\pi}_1) = 0,2613.$$

Подставив значения $V_{53;3}^v$ и $P_{53}(\hat{\pi}_3^v)$ ($v=1,3$) в формулу (23), получим

$$\begin{aligned} \bar{V}_{53}(\hat{\pi}_3) &= P(R_{53}) \sum_{\substack{v,u=1 \\ v \neq u, v < u}}^3 \left[P_{53}(\hat{\pi}_3^v) - P_{53}(\hat{\pi}_3^u) \right]^2 + \sum_{v=1}^3 P_{53}(\hat{\pi}_3^v) V_{53;3}^v = \\ &= 1 \cdot \left([0,31 - 0,3]^2 + [0,31 - 0,39]^2 + [0,3 - 0,39]^2 \right) + \\ &+ 0,31 \cdot 0,1139 + 0,3 \cdot 0,0483 + 0,39 \cdot 0,2613 = 0,1663. \end{aligned}$$

Путем аналогичных вычислений определим среднюю ценность диагностической информации, получаемой при реализации R_{53} -подпрограмм, начинающихся соответственно с проверок признаков $\{\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5, \pi_6\}$:

$$\bar{V}_{53}(\hat{\pi}_1) = 0,4044; \bar{V}_{53}(\hat{\pi}_2) = 0,2932; \bar{V}_{53}(\hat{\pi}_4) = 0,1205; \bar{V}_{53}(\hat{\pi}_5) = 0,3383; \bar{V}_{53}(\hat{\pi}_6) = 0,1216.$$

По условию (24) в качестве оптимального признака в начальном ИС R_{53} выберем π_1 , которому соответствует наибольшее значение $\bar{V}_{53}(\hat{\pi}_1) = 0,4044$ и окончательно заполним табл. 2.

3. По данным табл. 2 составим оптимальную по критерию максимума ценности диагностической информации гибкую программу анализа ТС объекта.

Выбранный в начальном ИС $R_{53} = \{S_1, \dots, S_{10}\}$ оптимальный признак π_1 примем в качестве первого проверяемого признака в составляемой программе. При выполнении проверки этого признака получают ИС $R_{51} = \{S_1, S_3, S_4, S_5, S_8, S_9\}$ и $R_{46} = \{S_2, S_6, S_7, S_{10}\}$.

Оптимальные признаки, выбранные для проверки в этих ИС, дают следующие исходы:

$$\begin{aligned} \hat{\pi}_4 : R_{51} &\rightarrow \begin{cases} R_{51;1}^1 = \{S_1, S_5, S_8\} = R_{33}, \text{ если } y_4 = a; \\ R_{51;1}^2 = \{S_3\} = R_3, \text{ если } y_4 = b; \\ R_{51;1}^3 = \{S_4\} = R_4, \text{ если } y_4 = d; \\ R_{51;1}^4 = \{S_9\} = R_9, \text{ если } y_4 = c; \end{cases} \\ \hat{\pi}_6 : R_{46} &\rightarrow \begin{cases} R_{46;6}^1 = \{S_2\} = R_2, \text{ если } y_6 = a; \\ R_{46;6}^2 = \{S_7\} = R_7, \text{ если } y_6 = b; \\ R_{46;6}^3 = \{S_6, S_{10}\} = R_{29}, \text{ если } y_6 = c. \end{cases} \end{aligned}$$

Для неконечных исходов этих проверок $R_{33} = \{S_1, S_5, S_8\}$ и $R_{29} = \{S_6, S_{10}\}$ в качестве оптимальных выбраны признаки π_2 и π_3 соответственно. Единственным неконечным исходом проверки $\hat{\pi}_2$, выполненной в ИС R_{33} , является ИС $R_{13} = \{S_1, S_5\}$, для которого оптимальным будет признак π_3 .

По полученным данным построим оптимальную по критерию максимума ценности диагностической информации программу распознавания всех возможных ТС объекта, изображенную в виде ориентированного графа G на рис. 1.

4. Рассчитаем среднюю ценность информации, получаемой при функционировании построенной программы, используя формулу (16). Предварительно определим вероятности неконечных ИС, фигурирующих в программе:

$$\begin{aligned} P(R_{53}) &= \sum_{i=1}^{10} P(S_i) = 1; P(R_{51}) = \sum_{i=1,3,4,5,8,9} P(S_i) = 0,7; P(R_{46}) = \sum_{i=2,6,7,10} P(S_i) = 0,3; \\ P(R_{33}) &= \sum_{i=1,5,8} P(S_i) = 0,37; P(R_{29}) = \sum_{i=6,10} P(S_i) = 0,17; P(R_{13}) = \sum_{i=1,5} P(S_i) = 0,24. \end{aligned}$$

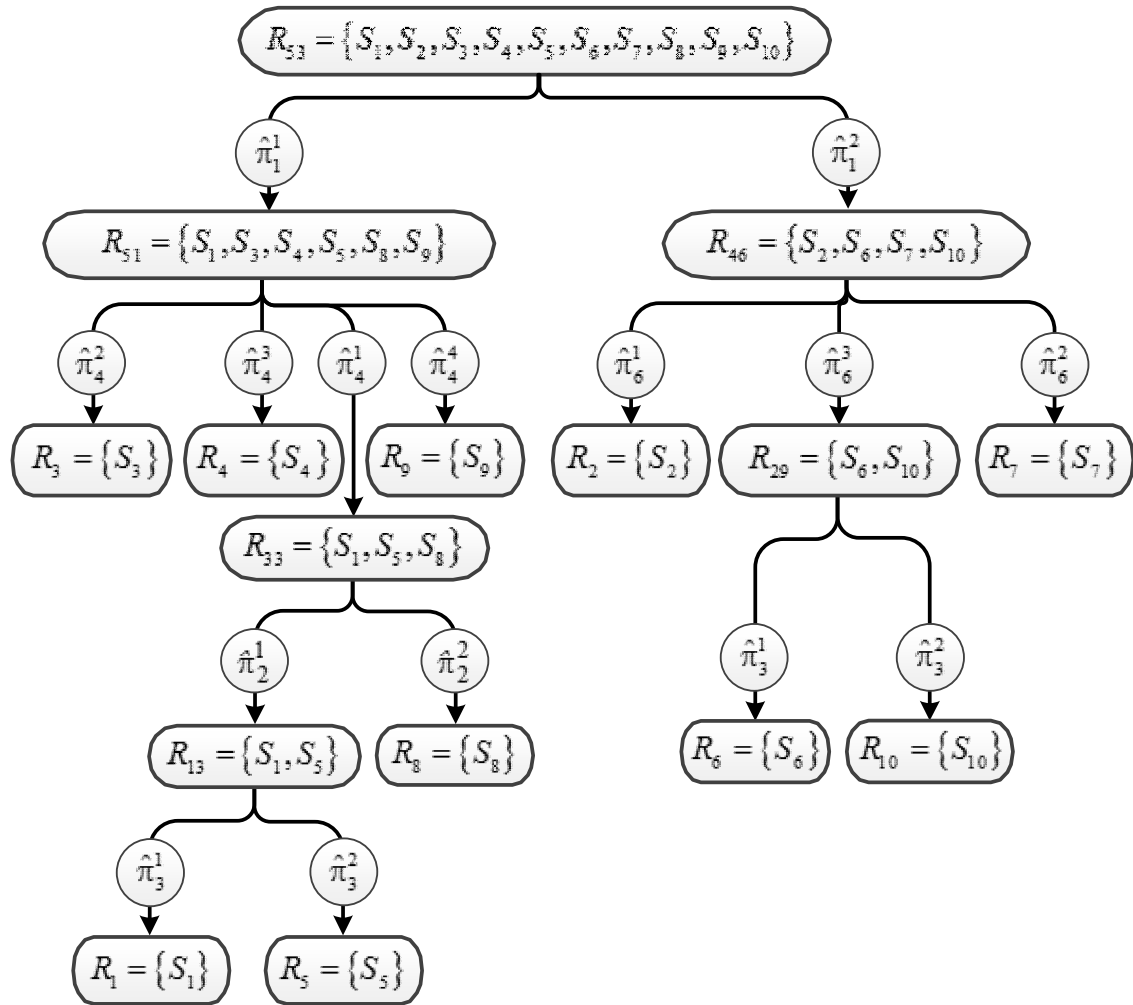


Рис. 1. ГПА ТС объекта, оптимальная по критерию максимума ценности диагностической информации

Подставим полученные значения в формулу (16) и вычислим

$$\begin{aligned}
 V(G) = & P^2(R_{53}) \left[P_{53}(\hat{\pi}_1^1) - P_{53}(\hat{\pi}_1^2) \right]^2 + P^2(R_{51}) \left(\left[P_{51}(\hat{\pi}_4^1) - P_{51}(\hat{\pi}_4^2) \right]^2 + \left[P_{51}(\hat{\pi}_4^1) - P_{51}(\hat{\pi}_4^3) \right]^2 + \right. \\
 & \left. + \left[P_{51}(\hat{\pi}_4^1) - P_{51}(\hat{\pi}_4^4) \right]^2 + \left[P_{51}(\hat{\pi}_4^2) - P_{51}(\hat{\pi}_4^3) \right]^2 + \left[P_{51}(\hat{\pi}_4^2) - P_{51}(\hat{\pi}_4^4) \right]^2 + \left[P_{51}(\hat{\pi}_4^3) - P_{51}(\hat{\pi}_4^4) \right]^2 \right) + \\
 & + P^2(R_{46}) \left(\left[P_{46}(\hat{\pi}_6^1) - P_{46}(\hat{\pi}_6^2) \right]^2 + \left[P_{46}(\hat{\pi}_6^1) - P_{46}(\hat{\pi}_6^3) \right]^2 + \left[P_{46}(\hat{\pi}_6^2) - P_{46}(\hat{\pi}_6^3) \right]^2 \right) + \\
 & + P^2(R_{33}) \left[P_{33}(\hat{\pi}_2^1) - P_{33}(\hat{\pi}_2^2) \right]^2 + P^2(R_{29}) \left[P_{29}(\hat{\pi}_3^1) - P_{29}(\hat{\pi}_3^2) \right]^2 + P^2(R_{13}) \left[P_{13}(\hat{\pi}_3^1) - P_{13}(\hat{\pi}_3^2) \right]^2 = \\
 = & 1 \cdot [0,7 - 0,3]^2 + 0,49 \cdot \left([0,529 - 0,171]^2 + [0,529 - 0,157]^2 + [0,529 - 0,143]^2 + \right. \\
 & \left. + [0,171 - 0,157]^2 + [0,171 - 0,143]^2 + [0,157 - 0,143]^2 \right) + \\
 & + 0,09 \cdot \left([0,233 - 0,2]^2 + [0,233 - 0,567]^2 + [0,2 - 0,567]^2 \right) + \\
 & + 0,1369 \cdot [0,649 - 0,351]^2 + 0,0289 \cdot [0,529 - 0,471]^2 + 0,0576 \cdot [0,667 - 0,333]^2 = 0,4044.
 \end{aligned}$$

Таким образом, получили $V(G) = \bar{V}_{53}(\hat{\pi}_1)$, значит, программа составлена правильно и можно утверждать, что не существует другого варианта программы распознавания ТС данного объекта с большей в среднем ценностью диагностической информации.

Упорядоченные подмножества $\Pi_i \subseteq \Pi$ ($i = \overline{1, 10}$), задающие состав и очередность проверки признаков $\pi_j \in \Pi$ ($j = \overline{1, 6}$) для распознавания конкретного технического состояния $S_i \in \mathcal{S}$ объекта, представлены в виде табл.3.

Таблица 3

**Наборы признаков, необходимых для распознавания
технического состояния объекта**

ТС S_i	Наборы признаков Π_i
S_1	$\Pi_1 = \{\pi_1, \pi_4, \pi_2, \pi_3\}$
S_2	$\Pi_2 = \{\pi_1, \pi_6\}$
S_3	$\Pi_3 = \{\pi_1, \pi_4\}$
S_4	$\Pi_4 = \{\pi_1, \pi_4\}$
S_5	$\Pi_5 = \{\pi_1, \pi_4, \pi_2, \pi_3\}$
S_6	$\Pi_6 = \{\pi_1, \pi_6, \pi_3\}$
S_7	$\Pi_7 = \{\pi_1, \pi_6\}$
S_8	$\Pi_8 = \{\pi_1, \pi_4, \pi_2\}$
S_9	$\Pi_9 = \{\pi_1, \pi_4\}$
S_{10}	$\Pi_{10} = \{\pi_1, \pi_6, \pi_3\}$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, можно сделать вывод о том, что ценность информации, получаемой при выполнении проверки, пропорциональна увеличению вероятности достижения цели при использовании этой информации, т. е. чем сильнее отличаются апостериорные и априорные вероятности достижения цели, тем более ценной является полученная диагностическая информация. Этот вывод согласуется как с концепцией ценности информации А.А. Харкевича [2], так и с концепциями В.И. Корогодина [4] и Г.П. Шанкина [6]. Другими словами, мера ценности информации, предложенная Р.Л. Стратоновичем, может быть успешно использована для анализа ТС объектов, также как и меры ценности, предложенные А.А. Харкевичем и В.И. Корогодиным.

Список используемых источников

1. *Дмитриев А.К.* Синтез гибкой, оптимальной по информативности программы диагностирования технического объекта // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 1997. – Т. 40, № 7. – С. 3–11.
2. *Харкевич А.А.* О ценности информации // Проблемы кибернетики. – М.: Физматгиз, 1960. – Вып. 4. – С. 53–72.
3. *Бонгард М.М.* Проблема узнавания. – М.: Наука, 1967. – 320 с.
4. *Корогодина В.И., Корогодина В.Л.* Информация как основа жизни. – Дубна: Издательский центр «Феникс», 2000. – 208 с.
5. *Стратонович Р.Л.* Теория информации. – М.: Сов. радио, 1975. – 424 с.
6. *Шанкин Г.П.* Ценность информации. Вопросы теории и приложений. – М.: Филоматис, 2004. – 128 с.

7. *Дмитриев А.К., Стрельников В.В.* Алгоритм синтеза оптимальной поисковой системы по критерию Харкевича при многозначном представлении информационных признаков // Сборник алгоритмов и программ типовых задач / под ред. И.А. Кудряшова. – МО РФ, 2003. – Вып. 21. – С. 52–61.

8. *Копкин Е.В., Кравцов А.Н., Лазутин О.Г.* Выбор дискретных диагностических признаков с учетом их ценности для распознавания технических состояний объекта // Информация и космос. – 2015. – № 2. – С. 111–117.

9. Теоретические основы и методы оптимизации анализа технического состояния сложных систем: монография / В.В. Мышко, А.Н. Кравцов, Е.В. Копкин и др. – СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2013. – 303 с.

А.С. Шавин,
кандидат техн. наук

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ПЛОЩАДИ ОТРАЖАЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА В ИНТЕРЕСАХ ОЦЕНИВАНИЯ ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Представлен алгоритм расчета площади отражающих поверхностей в геометрической модели космического объекта в интересах оценивания фотометрических характеристик. Разработанный алгоритм позволяет удалять невидимые и затененные элементарные поверхности и определять значение площади видимой части освещенной поверхности объекта.

Ключевые слова: космический объект, оптико-геометрическая модель, элементарные поверхности, фотометрические характеристики, видимая часть освещенной поверхности.

ВВЕДЕНИЕ

В условиях быстрого роста числа космических объектов (КО) в околоземном космическом пространстве задача наблюдения за ними становится все более актуальной. Один из методов наблюдения за космическими аппаратами (КА) – фотометрический. Данный метод наблюдений особенно важен для контроля КА, с которыми отсутствует связь. С помощью метода фотометрии решаются следующие задачи: определение динамических характеристик КА, идентификация КА, контроль технического состояния, обнаружение «не задекларированной» полезной нагрузки.

При отсутствии априорной информации о конструктивных и отражательных характеристиках КО строгое решение сформулированных выше задач в общем случае является неоднозначным или неопределенным. Изначальная неоднозначность идентификации КО по кривой блеска связана с тем, что на вход алгоритма, предназначенного для решения, поступает функция, зависящая от одного аргумента: блеск от фазы или блеск от времени [1]. А на выходе будет, например, функция формы, зависящая от нескольких аргументов. Решение подобной задачи в общем случае не определено.

В зависимости от объема и достоверности априорной информации о конструктивных характеристиках КО для решения задач идентификации могут быть использованы методы экспертных оценок, методы решения некорректных задач, методы теории распознавания образов. Следовательно, возникает необходимость в разработке адекватных оптико-геометрических моделей для формирования модельных кривых блеска.

Немаловажным фактором при расчете светового потока, отраженного от КО, является учет затенения определенных элементов конструкции и отсутствия видимости освещенных элементов.

Задача удаления невидимых и затененных элементарных поверхностей для оптико-геометрических моделей КО схожа с задачей удаления невидимых линий в компьютерной графике. При построении реалистических изображений необходимо удаление скрытых линий и граней [2]. Для их удаления применяются следующие алгоритмы: алгоритм плавающего горизонта, алгоритм Варнока, алгоритм Робертса, алгоритм z-буфера [2, 3].

Однако для разработки оптико-геометрических моделей КО и расчета фотометрических характеристик необходим подход, основанный на триангуляции поверхностей, в котором каждый треугольник характеризуется площадью, нормалью к плоскости, а также отражательно-излучательными характеристиками.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для решения задачи расчета площади отражающих поверхностей исходными данными являются следующие положения:

- 1) космический объект, состоящий из n геометрических тел;
- 2) конечное множество тел: сфера, цилиндр, конус, усеченный конус, правильная пирамида, усеченная правильная пирамида, прямоугольный параллелепипед, правильная призма;
- 3) целочисленные параметры модели триангуляции поверхностей тел, которые определяют число треугольников на каждой из поверхностей, ограничивающих тело;
- 4) геометрическое тело является совокупностью треугольников, координаты вершин которых удовлетворяют уравнениям поверхностей, ограничивающих тело;
- 5) каждый треугольник характеризуется координатами его вершин, центром тяжести, вектором нормали плоскости, в которой лежит треугольник;
- 6) вектор визирования **Vis**, вектор освещения **Light**.

Требуется удалить из объекта невидимые и затененные треугольники и определить площадь отражающих поверхностей космического объекта S_{ref} .

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ПЛОЩАДИ ОТРАЖАЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Расчет площади с предварительным удалением невидимых треугольников из поверхностей, ограничивающих геометрические тела, происходит по следующему алгоритму.

1. Исключение треугольников из всех поверхностей геометрических тел объекта. Если скалярное произведение вектора нормали треугольника и вектора визирования **Vis** является отрицательным числом, треугольник удаляется.

2. Попарное определение взаимного расположения тел относительно вектора визирования. Из двух геометрических тел объекта определяется одно потенциально невидимое за другим. Необходимо задать вектор, начало которого находится в произвольной точке первого тела, а конец – в произвольной точке второго тела. Если скалярное произведение данного вектора и вектора визирования является отрицательным числом, первое тело потенциально невидимо за вторым.

3. Удаление треугольников из поверхностей первого тела, находящихся за треугольниками поверхностей второго тела для заданного направления визирования. Алгоритм удаления треугольников первого тела, невидимых за треугольниками второго тела, состоит в следующем:

- рассматривается треугольник потенциально невидимого тела;
- выполняется перебор всех треугольников второго тела, в процессе перебора определяется невидимость треугольника первого тела за треугольником второго тела;
- если определен факт невидимости треугольника первого тела, перебор треугольников второго тела останавливается, треугольник первого тела удаляется, берется следующий треугольник первого тела; при рассмотрении следующей пары тел удаленные элементарные поверхности не рассматриваются, так как невидимый треугольник не может заслонять другие поверхности для заданного направления визирования;
- если факт невидимости треугольника первого тела не определен и рассмотрены все треугольники второго тела, берется следующий треугольник первого тела.

4. Если объект состоит более чем из двух геометрических тел, перейти к пункту 2 алгоритма.

5. Выполнение пунктов с первого по четвертый данного алгоритма для объекта с удаленными невидимыми треугольниками и вектора освещения **Light**.

6. Расчет площади отражающих поверхностей КО:

$$S_{ref} = \sum S_i,$$

где S_i – площадь i -го треугольника на поверхности КО, которая определяется по формуле Герона [4].

Точное значение площади отражающих поверхностей КО с учетом его ориентации в пространстве, позиции наблюдателя и источника света необходима при оценивании таких фотометрических характеристик, как светимость, яркость, сила излучения, блеск. Оценивание фотометрических характеристик осуществляется в моделях фоноцелевой обстановки и в моделях применения измерительных средств космических комплексов.

МЕТОД УДАЛЕНИЯ НЕВИДИМЫХ ТРЕУГОЛЬНИКОВ

Метод удаления невидимых треугольников применяется в алгоритме расчета площади отражающих поверхностей при рассмотрении двух геометрических тел объекта. Метод заключается в следующем. Прямая, проходящая через центр тяжести треугольника первого тела по направлению вектора визирования, пересекает плоскость, в которой лежит треугольник второго тела. Если точка пересечения прямой и плоскости находится внутри треугольника, то треугольник первого тела невидим за треугольником второго тела и невидимый треугольник удаляется.

Пусть существуют два треугольника и вектор визирования. Треугольник $A_1B_1C_1$ расположен за треугольником $A_2B_2C_2$ по линии визирования. Необходимо определить невидимость треугольника $A_1B_1C_1$ за треугольником $A_2B_2C_2$ (рис. 1).

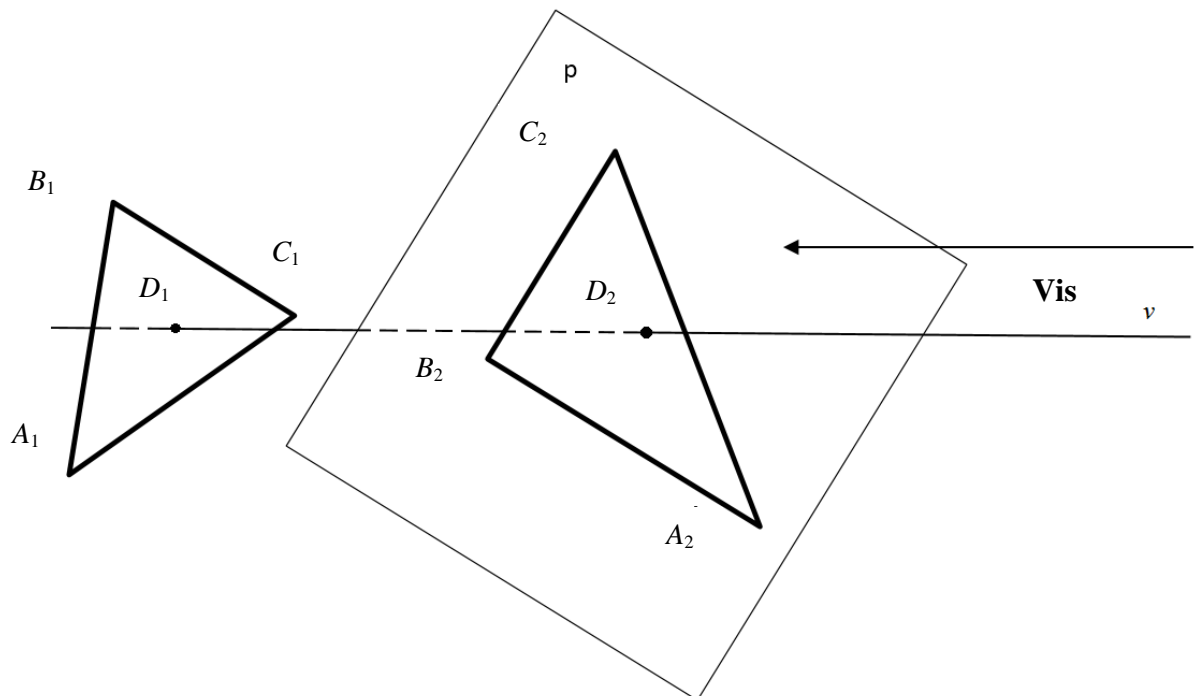


Рис. 1. Расположение двух треугольников и линии визирования

Метод заключается в следующем.

1. Составляется уравнение плоскости p , проходящей через точку A_2 и перпендикулярной вектору \mathbf{n} , который является нормальным вектором к плоскости p [4]:

$$n_x(x - x_{A_2}) + n_y(y - y_{A_2}) + n_z(z - z_{A_2}) = 0,$$

где n_x, n_y, n_z — координаты вектора \mathbf{n} ;

$x_{A_2}, y_{A_2}, z_{A_2}$ — координаты точки A_2 ;

x, y, z — координаты точек, принадлежащих плоскости p .

2. Составляются параметрические уравнения прямой v :

$$x = x_{D_1} + vis_x t; \quad y = y_{D_1} + vis_y t; \quad z = z_{D_1} + vis_z t,$$

где vis_x, vis_y, vis_z — координаты вектора \mathbf{Vis} ;

$x_{D_1}, y_{D_1}, z_{D_1}$ — координаты точки D_1 ;

t — переменная величина (параметр) [4].

3. Решается система уравнений относительно x, y, z :

$$\begin{cases} x = x_{D_1} + vis_x t; \\ y = y_{D_1} + vis_y t; \\ z = z_{D_1} + vis_z t; \\ n_x(x - x_{A_2}) + n_y(y - y_{A_2}) + n_z(z - z_{A_2}) = 0. \end{cases}$$

Полученные в результате решения системы уравнения значения x, y, z являются координатами точки D_2 — точки пересечения прямой v и плоскости p .

4. Определяется факт нахождения точки D_2 внутри треугольника $A_2B_2C_2$. Необходимо сформировать три вектора $\mathbf{A_2D_2}$, $\mathbf{B_2D_2}$, $\mathbf{C_2D_2}$, концы которых будут совпадать в точке D_2 , а их начала будут находиться, соответственно, в точках A_2, B_2, C_2 . Далее путем векторного произведения формируются три вектора $\mathbf{v_1}, \mathbf{v_2}, \mathbf{v_3}$:

$$\mathbf{v_1} = \mathbf{A_2D_2} \times \mathbf{B_2D_2}; \quad \mathbf{v_2} = \mathbf{B_2D_2} \times \mathbf{C_2D_2}; \quad \mathbf{v_3} = \mathbf{C_2D_2} \times \mathbf{A_2D_2}.$$

Если $\mathbf{v_1}, \mathbf{v_2}, \mathbf{v_3}$ являются сонаправленными векторами, то точка D_2 находится внутри треугольника $A_2B_2C_2$, следовательно, треугольник $A_1B_1C_1$ не виден за треугольником $A_2B_2C_2$. Треугольник $A_1B_1C_1$ удаляется из поверхности первого геометрического тела.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ АЛГОРИТМА

Для иллюстрации работы алгоритма рассмотрено три геометрических тела: прямоугольный параллелепипед, сфера, параболоид. Вектор визирования направлен противоположно направлению оси Ox . Результат применения алгоритма, позволяющего удалять невидимые и затененные элементарные поверхности и определять значение площади видимой части освещенной поверхности объекта, представлен на рис. 2.

В качестве примера реализации алгоритма рассмотрена геометрическая модель КА (рис. 3, а), состоящая из правильной восьмигранной призмы с радиусом основания 5 м и высотой 13 м, цилиндра с радиусом основания 4 м и высотой 3 м, усеченного конуса с радиусом нижнего основания 3 м, радиусом верхнего основания 2,6 м и высотой 15 м, двух прямоугольных параллелепипедов со сторонами 6 м, 20 м, 0,3 м. Геометрическая модель КА содержит 73195 элементарных поверхностей (треугольников). Площадь всех поверхностей геометрических тел, из которых состоит геометрическая модель, составляет 1540 м².

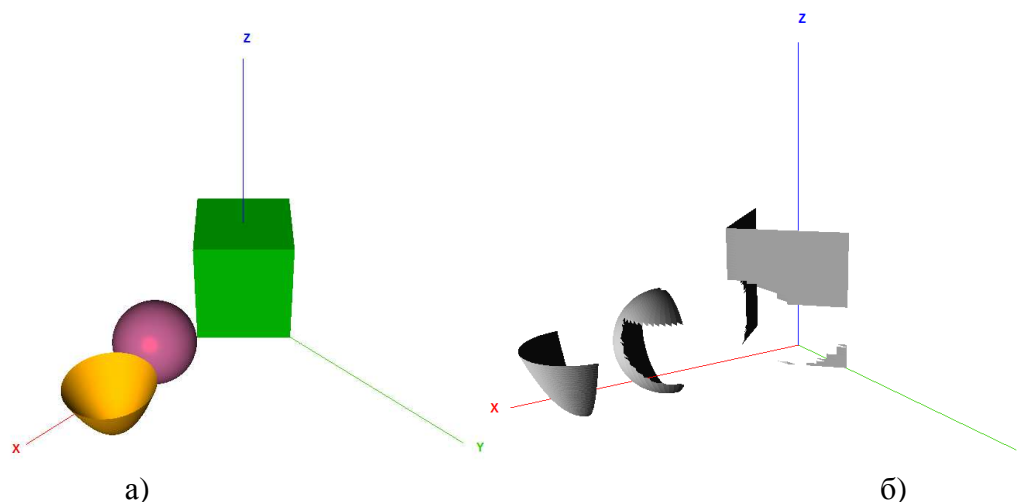


Рис. 2. Три геометрических тела:

а – до применения алгоритма; б – после применения алгоритма

После удаления невидимых элементарных поверхностей для вектора визирования (рис. 3, б) $\mathbf{Vis} = (0,97; -0,18; -0,13)$ площадь видимой части поверхности КА составляет 702 м^2 . После удаления неосвещенных и затененных элементарных поверхностей для вектора освещения $\mathbf{light} = (0,5; -0,76; -0,41)$ площадь видимой части освещенной поверхности составляет $675,3 \text{ м}^2$.

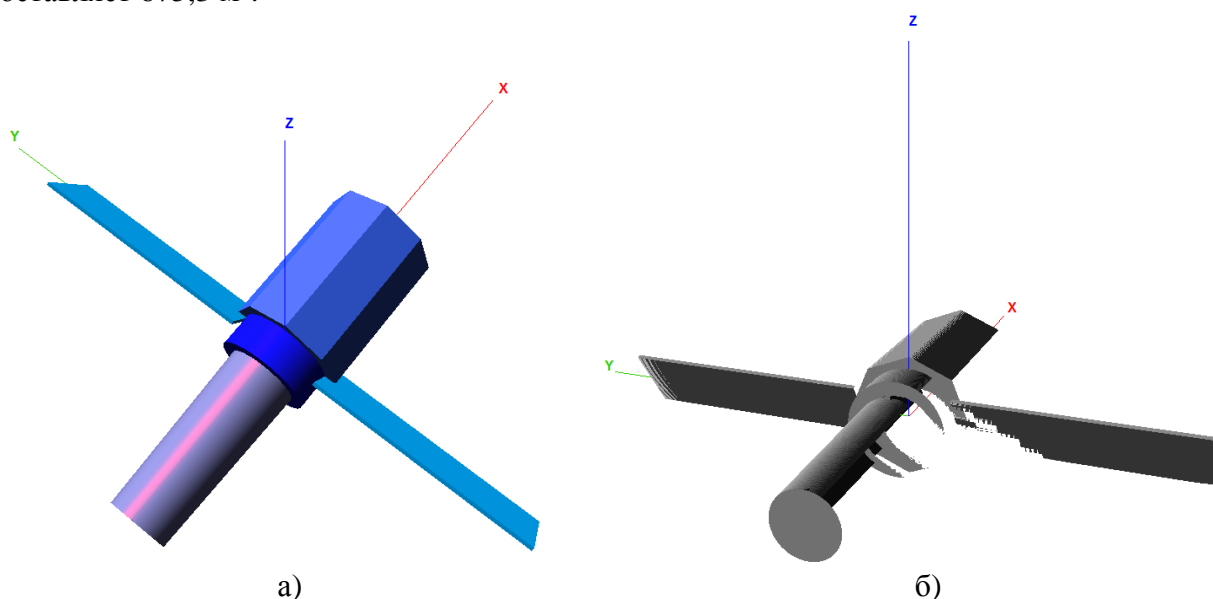


Рис. 3. Геометрическая модель КА:

а – до применения алгоритма; б – после применения алгоритма

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный алгоритм реализован в среде разработки приложений и интегрирован в программный компонент оценивания эффективности применения измерительных средств и сбора некоординатной информации о наблюдаемых КО программного комплекса оценивания эффективности применения космических комплексов [5]. Реализация разработанного алгоритма дает возможность создать каталог фотометрических характеристик и увеличить объем и достоверность априорных данных, необходимых для решения задач идентификации КА, контроля технического состояния, контроля несанкционированных сближений.

Список используемых источников

1. Диденко А.В., Усольцева Л.А. Методы идентификации геостационарных спутников по фотометрической информации // Transaction of the KAU. – 2001. – № 2. – С. 83–91.
2. Роджерс Д. Алгоритмические основы машинной графики. – М.: Мир, 1989. – 504 с.
3. Хилл Ф. OpenGL. Программирование компьютерной графики, для профессионалов. – СПб: Питер, 2002. – 1088 с.
4. Справочник по высшей математике / сост: А.А. Гусак, Г.М. Гусак, Е.А. Бричкова. – Минск: ТетраСистемс, 1999. – 640 с.
5. Свид. № 2017662709. Программный комплекс оценивания эффективности применения космических комплексов для ЭВМ: зарегистр. 15.11.2017 / М.Г. Кудинов, В.А. Чернявский, А.С. Шавин и др.

В.А. Авдеев,
кандидат техн. наук, доцент;
А.В. Назаров,
доктор техн. наук, доцент;
Г.Д. Пантелеев,
доцент;
Н.С. Рубцов

НЕЙРОСЕТЕВАЯ МОДЕЛЬ ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПО КРИТЕРИЮ МАКСИМАЛЬНОГО ПРАВДОПОДОБИЯ

Рассмотрена возможность использования нейросетевых классификационных схем в блоке поиска и обнаружения навигационной аппаратуры потребителя для решения задачи различения неэнергетических параметров комбинации псевдослучайных последовательностей дальномерного кода. Решение задачи многоканального различения как задачи статистической классификации по критерию максимума апостериорной вероятности в нейросетевом вычислительном базисе позволяет осуществлять когерентный прием на интервалах превышающих длительность одного символа цифровой информации, что в случае банков многоканальных корреляционных схем требует использования значительно больших вычислительных затрат. В качестве критерия принятия решения использован критерий максимального правдоподобия статистической теории классификации.

Ключевые слова: различение сигналов, нейросетевой классификатор, навигационная аппаратура потребителя, критерий максимального правдоподобия.

ВВЕДЕНИЕ

Условия, вызывающие значительное затухание (до уровня -185 дБ на ватт и менее) и многолучевое распространение радионавигационного сигнала в навигационной аппаратуре потребителя (НАП), могут привести к ситуации, когда классические алгоритмы первичной обработки не обеспечивают необходимую точность первичного оценивания радионавигационных параметров сигнала [1–3]. Для снижения влияния указанных факторов на качество приема и обработки навигационного сигнала необходимо либо повышать мощность сигнала, излучаемого с борта навигационного космического аппарата, либо совершенствовать алгоритмы первичной обработки сигналов, реализуемые в НАП.

О перспективности использования искусственных нейронных сетей (НС) для решения задач цифровой обработки сигналов свидетельствует целый ряд работ отечественных [4–6] и зарубежных исследователей [7–9]. В настоящей работе предлагается использовать в блоке поиска и обнаружения НАП классификатор на основе многослойной НС, выполняющий функции различения сигналов. Решение задачи различения возможно ввиду того, что навигационный сигнал на выходе аналогово-цифрового преобразователя представляет собой ограниченное количество дискретных отсчетов непрерывного процесса. Ограничение вызвано конечным значением диапазона доплеровских частот и задержек навигационного сигнала ввиду специфики взаимного движения навигационного спутника и НАП. Практически обнаружение сигнала в этих условиях реализуется при помощи банка параллельных корреляторов, совместная работа которых решает задачу обнаружения-различения. Таким образом, с точки зрения цифровой обработки сигнала классификатор на базе НС и банк параллельных корреляторов решают одну и ту же статистическую задачу.

АНАЛИЗ ГИПОТЕЗ ПРИ РАЗЛИЧЕНИИ ДВОИЧНЫХ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ЦИФРОВОЙ ИНФОРМАЦИИ НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ

Принятие гипотез относительно прямого или инвертированного периода дальномерного кода основано на вычислении отношения правдоподобия (или функционально однозначно связанных с ним величин) и сравнении этого отношения с порогом, при этом демодуляция символов двоичной последовательности производится по формуле: $\text{sign}\{\sum_{i=1}^N I_i\}$, где N – число периодов дальномерного кода в синфазной составляющей I_i на интервале времени, равном длительности бита передаваемой информации. Прием каждого символа двоичной последовательности также сопровождается ошибками первого и второго рода при принятии гипотез о наличии «1» или «-1». События, состоящие в ошибочном различении i -го периода ПСП независимы. Вероятность того, что число x искаженных символов равно k , определяется схемой Бернулли: $P(x=k) = C_N^k p^k (1-p)^{N-k}$, $C_N^k = N!/k!(N-k)!$. Зависимость вероятности $P(x>k)$ искажения двоичной последовательности длиной N от вероятности p искажения одного бита строится при следующих условиях:

- вероятности искажений битов, составляющих последовательность, равны между собой;
- события, заключающиеся в искажении битов, совместные и независимые в совокупности;
- для искажения последовательности необходимо не менее k искаженных битов, вероятность чего определяется выражением:

$$P(x>k) = 1 - \sum_{i=0}^{k-1} C_N^i p^i (1-p)^{N-i} = 1 - \sum_{i=0}^{k-1} (N!/i!(N-i)!) p^i (1-p)^{N-i}. \quad (1)$$

В случае, если события A и B , определяющие полярность следующих друг за другом битов двоичной последовательности, независимы, то условная вероятность второго символа – $P(B/A=1)$ последовательности равна безусловной: $P(B/A) = P(B)$.

Независимость события – появления следующего бита «1» или «-1» из N возможных, означает, что каждый из 2^N исходов v_i , заключающийся в появлении k битов положительной полярности, происходит с вероятностью $P(v_i) = p^k (1-p)^{N-k}$, $i = \overline{1, 2^N}$, где p – вероятность появления положительной полярности в одном бите. Вероятность искажения битовой последовательности определяется формулой для вычисления вероятности суммы конечного числа событий v_i , не являющихся несовместными (v_i – искажение i -го бита):

$$P(\sum_{i=1}^N v_i) = 1 - P(\prod_{i=1}^N \bar{v}_i), \quad (2)$$

где \bar{v}_i – событие, заключающееся в том, что бит остался неискаженным.

Отсутствие выигрыша в различении случайных исходов при увеличении числа битов в окне наблюдения биполярной последовательности можно пояснить на примере свертки эталонной битовой последовательности с ее циклически сдвинутой копией. Соотнесение эталонной реализации (исхода v_i) некоррелированной биполярной последовательности с 2^{N-1} перестановками данной реализации подобно свертке М-последовательности. Результат свертки исходов (рис. 1, а) отличается от свертки М-последовательности со своими задержанными копиями (рис. 1, б):

$$U(i) = \sum_{s=1}^{2^N} \sum_{k=1}^N v_k^s v_i^s, \quad (3)$$

где k – номер эталонного образца;

s – номер бита одной реализации (исхода v).

Нормированная автокорреляционная функция $R(\tau)$ видеосигнала $S(t)$ ПСП дальномерного кода с периодом T и длительностью элементарного символа τ_0 принимает значения

$$R(\tau) = \begin{cases} 1 - (N+1)/N & \text{при } (|\tau|/\tau_0) < 1; \\ -1/N & \text{при } (|\tau|/\tau_0) \geq 1, \end{cases} \quad (4)$$

где τ выступает в качестве рассогласования опорного и принимаемого сигналов.

Разница откликов распознающего устройства между истинным и ложным распознаванием при значениях рассогласования τ , близких к нулю, будучи нормированной в шкале $[0,1]$, имеет вид:

$$E = 1 - \frac{N+1}{N} \frac{|\tau|}{\tau_0} + \frac{1}{N} = 1 + \frac{1}{N}. \quad (5)$$

Нормированное к шкале $[0,1]$ значение разницы определяется минимальным расстоянием по Хэммингу: $\sum_{s=1}^N |v_i^s - v_j^s|$, $s = \overline{1, N}$, v_i и v_j – биты i -го и j -го исходов соответственно, и составляет $E = 2/N$. Таким образом, при увеличении числа независимых битов окна наблюдения различимая «дельта» между откликами истинной и ложной последовательностью уменьшается, но увеличивается вероятность искажения всей последовательности. Незнание положения границ битов и необходимость распознавания зашумленного фрагмента сигнала определяют два требования к пространству признаков:

- степень детализации классифицируемого фрагмента входной реализации однозначно определяется точностью задания границ периодов ПСП дальномерного кода;
- число битов распознаваемого фрагмента должно быть достаточным для надежного выделения реализации из шума и определения его типа.

Вероятность исхода неопределимых границ при следовании подряд N бит одной полярности уменьшается как $1/(2^N)$ (рис. 1, в).

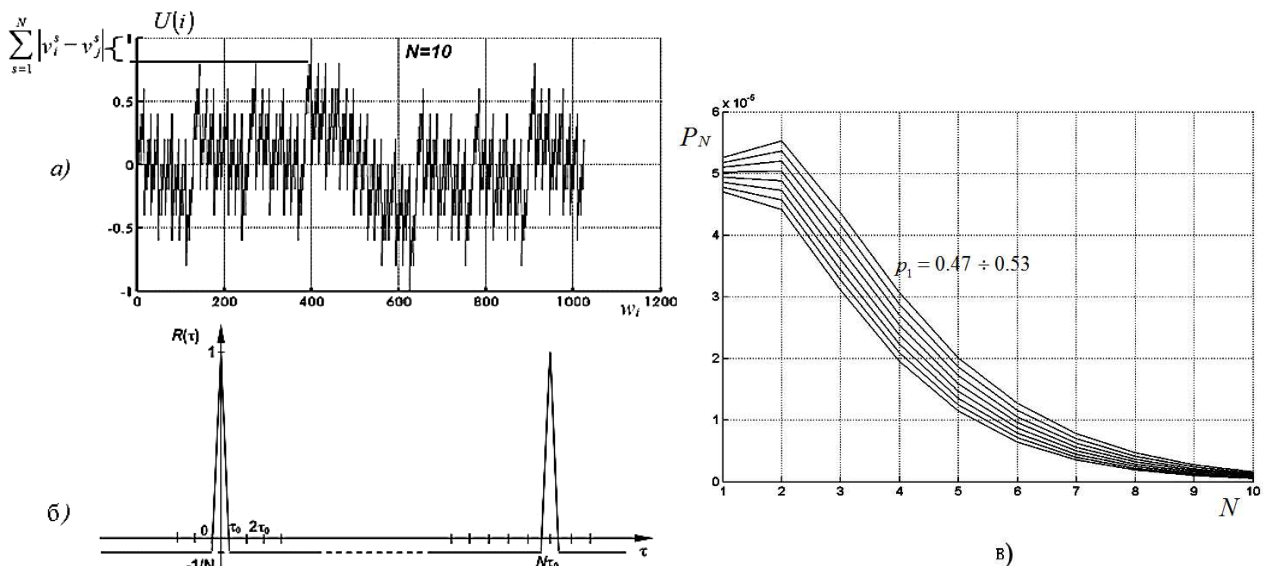


Рис. 1. Корреляционные свойства:

- а* – случайных битовых последовательностей; *б* – M -последовательности;
в – вероятности появления искаженной последовательности из N подряд следующих битов одной полярности либо искажение всей последовательности при искажении хотя бы одного бита, где вероятность искажения бита 10^{-4} , p_1 – вероятность появления бита одной полярности с предыдущим

В результате число m распознаваемых классов (альтернативных гипотез) X^i , $i=1, \dots, m$ равно числу битов в периоде дальномерного кода n . В задаче классификации образца фрагмента сигнала на основе выборки, сегментированной на m классов, каждый элементарный исход процедуры отождествляется с номером i класса q_i . Необходимо найти такое решающее правило, которое минимизирует среднюю вероятность ошибки классификации по числу всевозможных комбинаций периодов ПСП и задержек τ .

СИНТЕЗ И ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКИ ПО КРИТЕРИЮ МАКСИМАЛЬНОГО ПРАВДОПОДОБИЯ

Цель синтеза модели статистической классификации в нейросетевом вычислительном ба-
зисе состоит в нахождении:

1) структуры классификационной модели, обладающей требуемой информационной емкостью и предназначенной для оценки задержки и вида принимаемого сигнала, где текущий (распознаваемый) образец представляет собой аддитивную смесь эталонного сигнала с белым гауссовским шумом;

2) параметров классификационной модели, оптимальных по критерию вычислительных затрат и позволяющих максимизировать достоверность оценки рассогласования опорного и принимаемого сигналов и уменьшить время получения оценки рассогласования (по сравнению с классическим корреляционным методом) за счет сокращения элементарных математических операций вывода совокупного результата классификации;

3) зависимости достоверности статистической классификации по синтезированному показателю от периода накопления (числа периодов) искаженного шумом сигнала ПСП дальнего кода.

Рассмотрим синтез классификационной модели, реализующей решающее правило отнесения каждого входного вектора $X^i \in \Omega_1$ из конечного множества входных векторов $\{X^i\}_{i=1}^L$, $i = \overline{1, L}$ к одной из L альтернатив, заключающейся в количественном определении задержки той или иной комбинации периодов ПСП кода различных полярностей (т. е. гипотез). Пусть каждая альтернатива представляет собой распознаваемый класс Q_i , $i = \overline{1, N}$ на выходе многослойного классификатора, а множество всех альтернатив: $\{Q_i\}_{i=1}^N$.

За основу классификации берется предположение о существовании вероятностной меры на пространстве классифицируемых образов, которая либо известна, либо может быть оценена. Цель состоит в разработке такого классификатора по данным протокола наблюдений Ω_1 , который будет с достоверностью не хуже заданной определять наиболее вероятный класс для пробного образа из множества Ω_2 (выборка Ω_2 – зашумленные образцы).

Задача синтеза модели по прецедентам синтетической выборки (в отсутствии шумов) – задача классификации с обучением. Решающие правила (способы разбиения X) образуют множество Φ' , однозначно отображаемое множеством Φ допустимых структур многомерной по входу и выходу классификационной модели. Наилучшим (байесовским) решающим правилом является то, которое обеспечивает минимальный средний риск $\min_{\Phi'} R_{\Phi'}$, где $R_{\Phi'}$ – средний риск при применении одного из решающих правил, входящих в Φ' . Решающее правило синтезируемого параллельного классификатора, настроенного на распознавание одной из множества альтернатив, соответствует методу максимального правдоподобия при равной стоимости «штрафов» за ошибки отнесения объекта i -го образа к j -му.

Одной из схем (рис. 2), реализующих построение разделяющей поверхности в многомерном пространстве гипотез, не только линейной, в многомерном пространстве признаков (элементов ПСП) на основе множества обучающих прецедентов – является классическая полносвязная схема нейросетевого классификатора в виде системы нелинейных алгебраических уравнений с настраиваемыми коэффициентами, аппроксимирующих апостериорные вероятности образов альтернативных гипотез на своем выходе:

Размерность выходного слоя соответствует количеству альтернативных гипотез. Задача поиска минимума суммарной ошибки в выходном слое классификатора e_t , $t = 1, \dots, m$ на всех обучающих примерах в зависимости от матриц весовых коэффициентов является задачей безусловной оптимизации, для решения которой возможно использовать широкий арсенал методов [10, 11]. В теории оптимизации функция ошибки $E(W)$ называется целевой функцией.

На рис. 3 представлены отклики корреляционной и классификационной схем распознавания вида битовой псевдослучайной последовательности из N символов. Последовательный анализ альтернативных гипотез на интервале протокола Ω_2 заключается в подаче на вход классификатора зашумленных фрагментов ПСП длиной N битов и вычисление отклика в выходном слое: $r = \arg \max_i (q_i)$, $t = \overline{1, N}$. Классическая взаимокорреляционная функция (рис. 3, а)

S_{conv} как функция от задержки сигнала τ , для классификатора заменяется нормированным откликом (рис. 3, б) S_{neuro} , для которого по оси абсцисс отложен номер выхода классификатора $N_{\text{вых}}$.

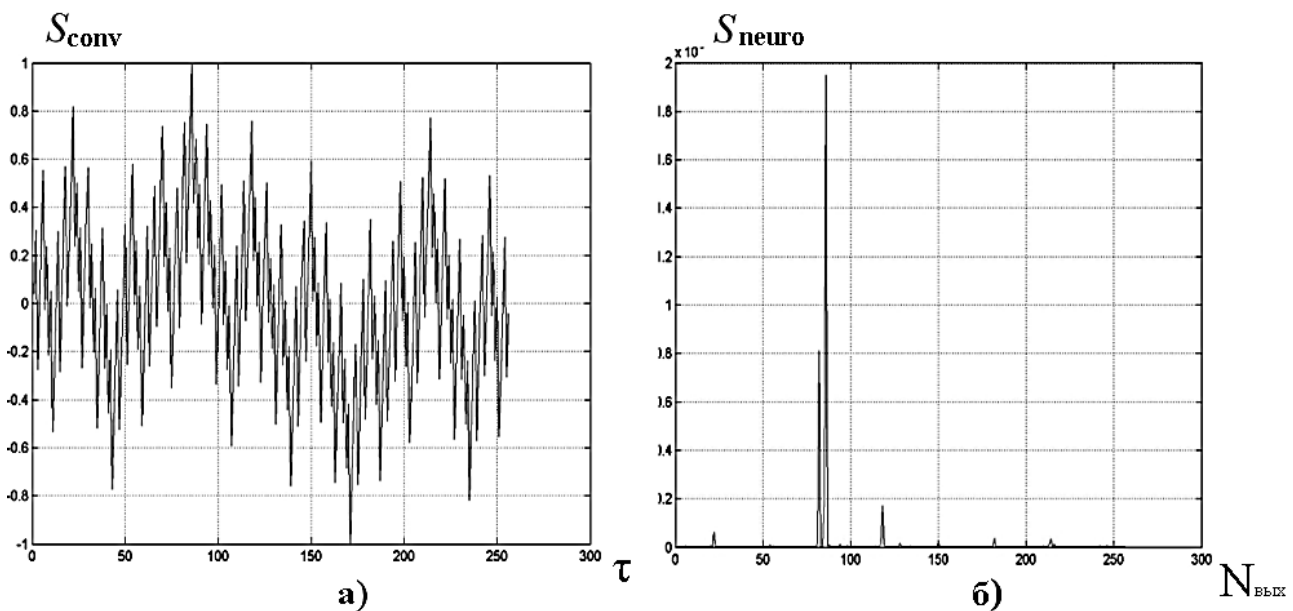


Рис. 3. Отклик на случайную биполярную последовательность, имитирующую кортеж периодов ПСП, на выходе распознающих устройств:
а – корреляционно-шаблонной схемы; б – нейросетевого классификатора

При этом в соответствии с моделью полносвязной схемы нейросетевого классификатора (рис. 2) происходит послойное вычисление отклика классификатора, а номер выходного вычислительного элемента являет собой оценку задержки дальномерного кода навигационного сигнала:

$$q_t = f_t^{[3]} \left(\sum_{z=1}^{n_2} w_{zj}^{[3]} \left(f_z^{[2]} \left(\sum_{h=1}^m w_{hz}^{[2]} \left(f_h^{[1]} \left(\sum_{i=1}^n w_{ih}^{[1]} x_i \right) \right) \right) \right) \right), \quad f^{[s]}(x) = \frac{1}{1 + e^{-\alpha^{[s]} x}}, \quad t = \overline{1, m}. \quad (7)$$

Номер r максимального активного элемента в выходном слое модели однозначно указывает на вид битовой последовательности и величину ее задержки τ , а величина превышения пика с номером r ближайшего по высоте ложного пика характеризует показатель достоверности классификатора, аналогично отношению высоты корреляционного пика к среднеквадратическому отклонению шума на выходе корреляционной схемы.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ СТАТИСТИЧЕСКОЙ КЛАССИФИКАЦИИ НА N ПЕРИОДАХ ПСП ДАЛЬНОМЕРНОГО КОДА

Для сравнения корреляционных схем и схем статистической классификации с точки зрения их способности к различению сигналов смоделирована аддитивная смесь битовой последовательности дальномерного кода длительностью 511 символов с белым гауссовским шумом. Для банка корреляторов в качестве опорного сигнала взят один период ПСП. Исходя из соображений о том, что классификатор гипотез на множестве альтернатив является квази-оптимальным, в отличие от каждого канала корреляционной обработки, оптимального в пределах одного периода дальномерного кода, минимальный размер окна наблюдения классификатора принят равным двум и более периодам ПСП.

Временные соотношения, характеризующие динамику ввода входных векторов в нейронную сеть в процессе эксперимента пояснены на рис. 4. Основными характеристиками, обуславливающими темп получения решений на выходе классификатора, являются время необходимое для получения отклика на выходе нейронной сети $t_{\text{отк}}$ (при проведении эксперимента равное примерно 163 мс) и время затрачиваемое на шаг скользящего окна Δ . Шаг скользящего окна выбирается равным длительности элементарного импульса дальномерного кода $t_{\text{эл}}$ и равен 1.9 нс. С учетом значительной разницы между длительностью элементарного символа и временем отклика, отсчеты с выхода АЦП накапливались в согласующем буфере и по мере вычисления очередного отклика подавались на вход нейросетевого классификатора.



Рис. 4. Динамика ввода входных векторов из скользящего окна наблюдения ПСП

Для исследования влияния расширения окна наблюдения на улучшение характеристик различения также были обучены классификационные схемы вида (рис. 4) с размерностью входного вектора три, четыре и пять периодов ПСП, $N = 3, \dots, 5$. Результаты имитационного моделирования представлены на рис. 5.

Для достижения статистически устойчивых результатов моделирования для каждого отсчета вероятности эксперимент повторялся в каждой точке зависимостей 10 000 раз. Порог каждого коррелятора в банке корреляторов рассчитан при фиксированной вероятности ложной тревоги 10^{-3} . Достоверным результатом срабатывания классификатора принято условие однозначного совпадения максимума отклика на выходе нейросетевого классификатора с максимумом соответствующего эталонного вектора обучающей выборки.

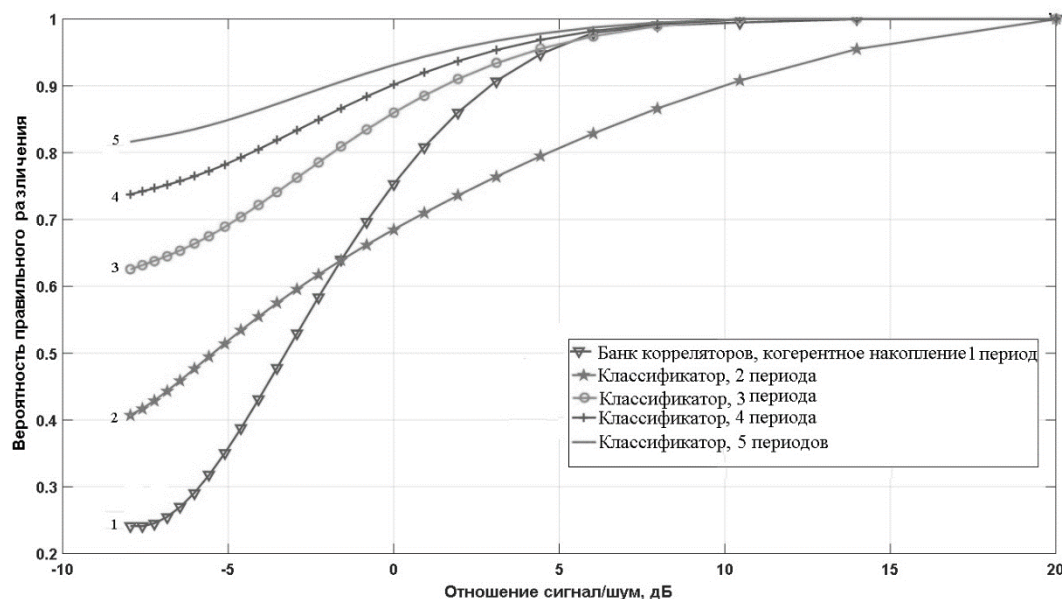


Рис. 5. Результаты имитационного моделирования зависимости вероятности правильного различения от отношения сигнал/шум для различных размерностей входного вектора нейросетевого классификатора и банка корреляторов с фиксированной длительностью опорного сигнала

Анализ зависимостей на рис. 5 показывает, что по достоверности различения банк корреляторов (кривая 1) превосходит классификатор, настроенный на распознавание двух периодов (кривая 2). Начиная с трех периодов наблюдается резкое улучшение характеристик различения классификатора (кривая 3). При дальнейшем расширении числа анализируемых периодов выигрыш составляет приблизительно 1,2 дБ на период (кривые 4, 5).

Кроме того, улучшение характеристик различения при увеличении количества периодов, обрабатываемых классификатором, происходит в области малых значений отношения сигнал/шум (левая часть кривых 2–5), затем, по мере увеличения отношения сигнал/шум характеристики различения классификатора схожи с характеристиками различения банка корреляторов.

Таким образом, результаты исследования характеристик различения классификационных схем различения позволяют судить о том, что по мере увеличения числа периодов, обрабатываемых классификатором, наблюдается устойчивое улучшение характеристик различения задержки ПСП дальномерного кода.

Выявленная закономерность позволяет повышать достоверность поиска и обнаружения навигационных сигналов в условиях малых отношений сигнал/шум за счет обработки сигнала на интервалах, превышающих длительность одного символа цифровой информации, что в случае классических многоканальных корреляционных схем требует значительно больших вычислительных затрат.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Решение задачи приема слабых навигационных сигналов (уровня -185 дБ на ватт и менее) возможно путем использования в блоке поиска и обнаружения НАП нейросетевого классификатора, решающего задачу статистической классификации при различении гипотез.

Несмотря на значительные вычислительные (временные) затраты на обучение нейросетевых схем, обучение реализуется один раз (точнее, несколько раз с выбором структуры и параметров НС по критерию превосходства), на этапе проектировки НАП и в последствии

позволяет решать задачу различения сигнала мгновенно при применении аппаратной реализации либо в темпе работы программы при программной эмуляции навигационного процессора.

Кроме того, возможно комплексное применение классической и разработанной моделей различения для обеспечения устойчивой навигации в сложных условиях, правда, это потребует разработки критерия совместной обработки и получения решения. При этом увеличение интервала квазикогерентного накопления на основе учета возможных сочетаний полярностей символов цифровой информации, не только компенсирует проблему приема слабых сигналов, но и дает возможность применить для решения поставленной задачи классификационные схемы, обученные на различение различных видов помех в диапазоне работы глобальных навигационных спутниковых систем.

Список используемых источников

1. *Вейцель А.В.* Улучшение характеристик навигационной аппаратуры с использованием будущих перспективных сигналов ГНСС // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени акад. М.Ф. Решетнёва. – 2013. – № 6 (52). – С. 42–49.
2. *Головин П.М., Харисов В.Н.* Оптимальный алгоритм для обнаружения перспективных сигналов ГНСС с ВОС-модуляцией // Радиотехника. – 2012. – № 10. – С. 9–14.
3. *Новиков А.А.* Разработка и исследование модели перспективного многоканального навигационного приемника ГНСС ГЛОНАСС в условиях помех // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. – 2014. – № 2. – С. 448–453.
4. *Назаров А.В., Коннов Е.В., Сахно И.В.* Методика повышения чувствительности навигационных приемников спутниковых радионавигационных систем на основе параллельного анализа сложных гипотез // Сборник трудов XXIX Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред». – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. – Вып. 11. – С. 426–436.
5. *Аджемов С.С., Терешонок М.В., Чиров Д.С.* Распознавание видов цифровой модуляции радиосигналов с использованием нейронных сетей // Вестник Московского университета. Сер. 3. Физика, астрономия. – 2015. – № 1. – С. 23–28.
6. *Строкова М.С.* Исследование эффективности применения нейронных сетей в задачах обнаружения фазоманипулированных последовательностей // Техника радиосвязи. – 2014. – № 1 (21). – С. 65–77.
7. *Liu X., Yang D., El Gamal A.* Deep neural network architectures for modulation classification // 51st Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers. – 2017. – P. 32–44.
8. *Onder M., Akan A., Dogan H.* Neural network based receiver design for software-defined radio over unknown channels // IEEE 2013 International Conference on Electrical and Electronics Engineering. – 2013. – P. 297–300.
9. *Wendel J., Schubert F.M., Hager S.* A robust technique for unambiguous BOC tracking // Navigation journal of Institute of Navigation. – 2014. – Vol. 61, № 3. – P. 179–190.
10. *Гулл Ф.* Практическая оптимизация: пер с англ. – М.: Мир, 1985. – 509 с.
11. *Ciresan D., Meier U., Schmidhuber J.* Multi-column deep neural networks for image classification // Arxiv preprint arXiv. – 2012. – P. 3642–3649.

А.В. Назаров
доктор техн. наук, доцент;
Н.С. Рубцов

СРАВНЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НЕЙРОСЕТЕВЫХ И МНОГОКАНАЛЬНЫХ КОРРЕЛЯЦИОННЫХ СХЕМ РАЗЛИЧЕНИЯ РЕКУРРЕНТНЫХ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ПРИ ОГРАНИЧЕНИИ НА ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ ЗАТРАТЫ

В статье сравниваются характеристики многоканальных корреляционных и нейросетевых схем различения псевдослучайных последовательностей. Применение подобных схем позволяет реализовать процедуру оценки неэнергетических параметров принимаемого сигнала за один такт срабатывания схемы, что обеспечивает быстрое вхождение в синхронизм различных радиотехнических систем. Проведен анализ количества операций взвешенного суммирования, требуемых для реализации каждого типа схем на примере различения временной задержки и вида последовательности. Установлено, что применение нейросетевых классификаторов позволяет строить алгоритмы первичной обработки сигналов более экономичные с точки зрения требуемого количества вычислительных операций при заданных отношениях сигнал/шум на входе и выходе схем различения. Более низкие вычислительные затраты на синтез нейросетевых классификаторов по сравнению с классическими многоканальными корреляционными схемами позволяют осуществлять квазикогерентное накопление большего числа периодов псевдослучайных последовательностей и, тем самым, повышать достоверность различения при заданном отношении сигнал/шум на входе схемы.

Ключевые слова: псевдослучайная последовательность, различение, нейросетевой классификатор, оценка вычислительных затрат.

ВВЕДЕНИЕ

Специфические корреляционные свойства рекуррентных псевдослучайных последовательностей (ПСП) определяют облик соответствующих приемников радиотехнических систем, в основе построения которых лежит корреляционная обработка. Повышение помехоустойчивости приема при применении шумоподобных сигналов большой длительности прямо пропорционально увеличению длительности используемой ПСП либо увеличению числа периодов ПСП, что влечет за собой увеличение количества необходимых вычислений. Увеличение длительности используемых последовательностей и числа периодов приводит к увеличению либо времени оценивания неэнергетических параметров (например задержки ПСП), либо к экспоненциальному росту вычислительных затрат при реализации прямого поиска на основе банков корреляторов. С учетом длительностей ПСП, применяемых в современных радиоканалах, для решения задачи поиска и обнаружения сигнала за один такт срабатывания блок прямого поиска должен содержать от десятков тысяч до миллионов корреляторов (в зависимости от отношения сигнал/шум на входе схемы), что повышает энергопотребление, массогабаритные характеристики и стоимость таких устройств.

С целью нахождения компромисса между улучшением корреляционных характеристик, обеспечиваемых при использовании ПСП большой длительности, временем поиска сигнала и необходимыми для этого вычислительными затратами, разработан целый ряд алгоритмических и аппаратных решений, среди них распространены:

- реализация свертки на основе быстрого преобразования Фурье;
- использование специализированных алгоритмов на сигнальных процессорах;
- использование априорной информации о параметрах принимаемого сигнала.

Каждое из перечисленных решений тем или иным образом помогает разрешить проблему длительной процедуры поиска, но современный мировой уровень радиоаппаратуры военного

назначения характеризуется высокой степенью технологического противоборства и при относительно равных характеристиках приемников, борьба идет за доли процентов в повышении чувствительности и помехоустойчивости с одной стороны, эргономичности (выражающейся в снижении массогабаритных характеристик и энергопотребления) с другой и постоянно растущим требованиям к снижению времени решения целевых задачи с третьей.

В связи с этим представляется полезным сравнение по комплексу взаимосвязанных характеристик классических схем поиска и обнаружения с нейросетевыми алгоритмами статистической классификации рекуррентных последовательностей с целью поиска оптимального соотношения между обеспечением работы приемника при низких отношениях сигнал/шум и уровнем необходимых вычислительных затрат.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ БЕСПОИСКОВОГО ОБНАРУЖЕНИЯ-РАЗЛИЧЕНИЯ КАК ЗАДАЧИ СТАТИСТИЧЕСКОЙ КЛАССИФИКАЦИИ

В общем случае одноканальный блок поиска и обнаружения ПСП решает задачу обнаружения сигнала известной структуры с неизвестными параметрами на фоне шумов. В качестве оцениваемых или различаемых параметров могут быть задержка и вид последовательности из нескольких ПСП. При реализации банка корреляторов входной сигнал подается на делитель, разветвляющий сигнал на n каналов. Несмотря на то, что в каждом из каналов выполняется процедура поиска и обнаружения, многоканальность блока прямого поиска позволяет перейти к рассмотрению задачи различения n сигналов [1]. На рис. 1 изображены схемы одноканального обнаружителя и блока прямого поиска. Расширение полосы пропускания высокочастотного тракта приводит к увеличению шумовой полосы пропускания, а, следовательно, к уменьшению отношения сигнал/шум. В связи с этим частота дискретизации сигнала ограничена, а значит, и количество отсчетов дискретного сигнала на бит исходного сигнала является конечным, целым числом. С другой стороны, минимальное количество отсчетов на символ ПСП выбирается исходя из теоремы Котельникова и составляет 2 отсчета на бит, однако на практике, например, в навигационной аппаратуре потребителя, частота дискретизации выбирается в четыре раза больше верхней частоты спектра сигнала [2]. В результате количество ячеек поиска по задержке сигнала будет в два, четыре раза больше длительности периода ПСП.

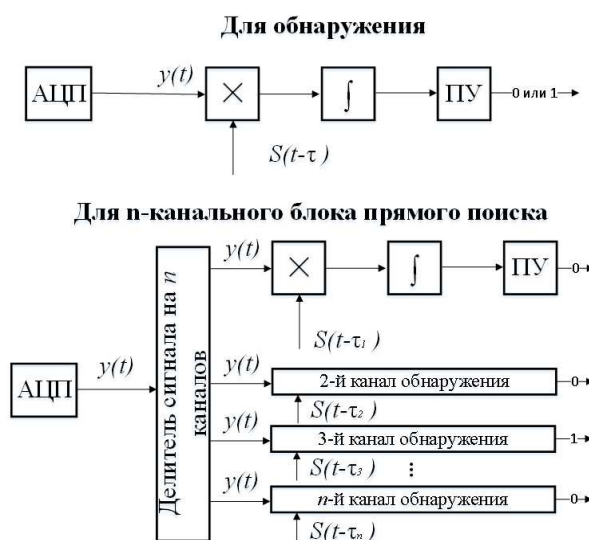


Рис. 1. Интерпретация задачи поиска и обнаружения как задачи обнаружения-различения на примере одноканального и многоканального различителя (АЦП – аналого-цифровой преобразователь, ПУ – пороговое устройство)

Принимая во внимание особенности построения многоканальных корреляционных устройств первичной обработки сигналов и дискретность пространства поиска, процесс поиска и обнаружения сигнала в блоке прямого поиска будем характеризовать как задачу различения сигналов в дискретной области, что позволяет рассмотреть решение поставленной задачи в терминах теории статистической классификации.

ДАНО:

1. Рекуррентная двоичная последовательность ξ , различные i -е реализации которой являются носителем оцениваемых дискретных неэнергетических параметров. Каждая i -я реализация ξ_i принадлежит k -мерной области поиска и является представителем i -го класса R_i , $i=1, \dots, m$, где $m = N_1 \cdot N_2 \cdot N_3 \dots, N_k = \prod_{h=1}^k N_h$, N_h – число дискретных значений, принимаемых j -й физической величиной пространства поиска.

2. Известны плотность распределения вероятностей $f(\xi/R_i)$ вектора ξ при условии что он принадлежит к классу R_i $i=1, \dots, m$, и q_i – априорные вероятности классов.

НАЙТИ:

1. Решающее правило $\delta(\xi)$, реализуемое структурой Δ_δ параллельного различающего устройства и представленное как распределение вероятности на пространстве возможных решений $D = (d_0, d_1, \dots, d_j, \dots, d_m)$

$$\delta(\xi) = \{\delta(d_0/\xi), \delta(d_1/\xi), \dots, \delta(d_m/\xi)\}, \quad (1)$$

при $\sum_{j=0}^m \delta(d_j/\xi) = 1$, $\delta(d_i/\xi) \geq 0$, $\forall i, \xi$, которое минимизировало бы математическое ожидание функции потерь (ожидаемый риск) θ

$$\theta(q, \delta) = \sum_{j=0}^m \sum_{i=1}^m \int \delta(d_j/\xi) q_i w_{ji} f(\xi/R_i) d\xi, \quad (2)$$

при ограничении на количество элементарных операций $\Xi(\Delta_\delta) \leq \Xi_{\text{доп}}$, где d_j – решение, соответствующее принадлежности реализации ξ к классу R_j ; d_0 – решение, означающее отказ от классификации; $w(d_j, R_i) = w_{ji}$ – весовая функция (функция потерь), представляющая потери, понесенные в результате того, что принято решение d_j , в то время как истинно d_i ($w_{ji} > w_{0i} > w_{ii}$, $j \neq i \neq 0$).

Постановка задачи различения конечного числа сигналов и требования беспоиcкового обнаружения (за один такт работы схемы) позволяет рассматривать реализацию статистического решающего правила в максимально распараллеленной форме, т.е. в вычислительном базисе многослойных нейронных сетей (НС), параметрически синтезируемых в соответствии с алгоритмом обратного распространения ошибки.

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК РАЗЛИЧЕНИЯ НЕЙРОСЕТЕВОЙ И МНОГОКАНАЛЬНОЙ КОРРЕЛЯЦИОННОЙ СХЕМ И ОЦЕНКА ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЗАТРАТ НА ИХ РЕАЛИЗАЦИЮ

Для исследования влияния расширения окна наблюдения (отсчетов нескольких ПСП) на повышение достоверности различения вида фрагмента цифровой последовательности, отличающихся задержкой и комбинацией ПСП (прямой или инвертированный), использовались модели НС с размерностью входного вектора три, четыре и пять периодов ПСП, $N = 3, \dots, 5$. При этом длительность периода ПСП являлась фиксированной и составляла 511 бит, $n=511$. Каждый вектор входных примеров представлял собой фрагмент комбинаций нескольких незашумленных ПСП, циклически сдвинутый на s тактов, $s = \overline{1, (n \cdot N)}$. Исходя из того, что НС на основе классификатора гипотез на множестве альтернатив является квазиоптимальным, в от-

личие от МКС, оптимальной в пределах одного периода дальномерного кода, минимальный размер окна наблюдения НС принят равным двум и более периодам ПСП. Иными словами, корректно сравнивать не характеристики обнаружения коррелятора и нейронной сети, как, например, в [3], а рассматривать банк корреляторов и нейронную сеть по показателю «достоверность-ресурсоемкость» операции различения.

Каждому вектору входных примеров сопоставлялся вектор целевых выходов НС длиной $n \cdot 2^N$, состоящий из единицы в разряде с номером, равным сдвигу соответствующей исходной последовательности и нулями в остальных разрядах. В качестве алгоритма обучения был выбран алгоритм упругого обратного распространения ошибки (RProp).

На рис. 2, а представлен график сходимости НС в процессе параметрического синтеза.

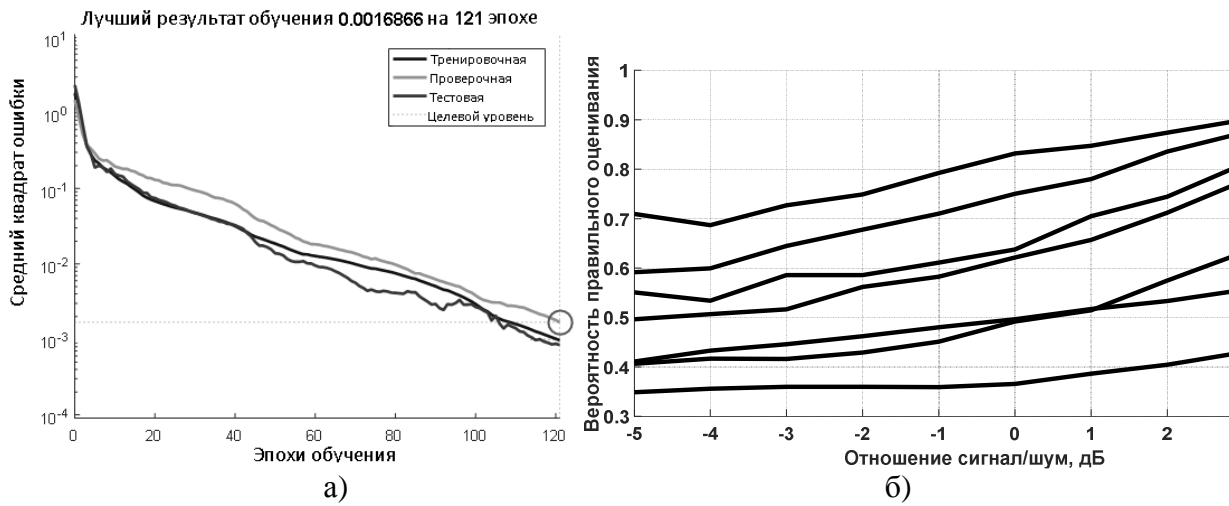


Рис. 2. Характеристики параметрического синтеза:

а – график ошибки обучения НС в процессе обучения (график сходимости);
б – неоднозначность характеристик НС, обусловленная наличием локальных минимумов в многомерном пространстве ошибки откликов выходного слоя

После обучения НС к массиву векторов входных примеров добавлялся аддитивный шум, распределенный по гауссовскому закону, и экспериментально определялась зависимость вероятности правильного различения от отношения сигнал/шум. Для достижения статистически сглаженных результатов моделирования для каждого отсчета вероятности эксперимент повторялся 10 000 раз. Найденный в процессе обучения минимум может быть локальным и, таким образом, обобщающая способность и точность аппроксимации обученной НС могут значительно уступать потенциальным характеристикам, обеспечиваемым заданной структурой сети [4]. Результат описанного процесса наглядно представлен на рис. 2, б.

Исходя из модели Мак-Каллока – Питца [4], выход формального нейрона y_k (для произвольного слоя):

$$y_k = f\left(\sum_{j=1}^p w_{kj}x_j + b_k\right), \quad (3)$$

где k – номер вычислительного элемента;

j – номер входа нейрона;

p – количество входов нейрона;

w_{kj} – номер настраиваемого параметра классификатора;

x_j – входное значение на j -м входе нейрона;

b_k – смещение k -го нейрона.

Для математической реализации одного нейрона, в общем случае, требуется p операций умножения и $p+1$ операций сложения. Дополнительная единица учитывает пороговое значение. Полагая, что функция f от взвешенной суммы произведений значения свободных параметров на входные значения вычисляется табличным способом, пренебрежем операцией сопоставления одного значения другому. Структурная схема полносвязного трехслойного персептрона приведена на рис. 3.

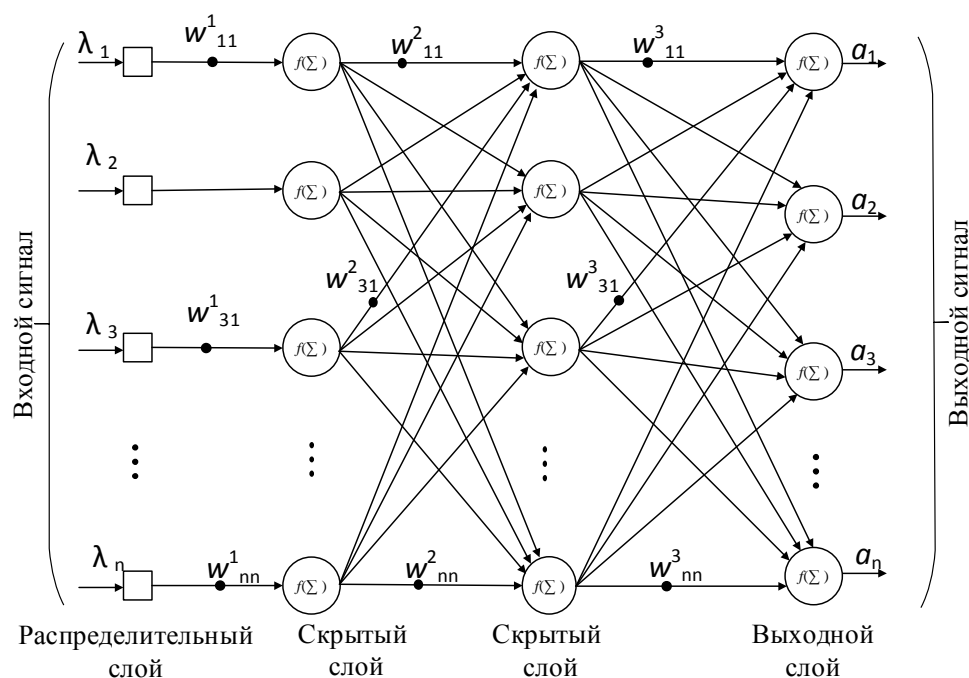


Рис. 3. Топология классификационной схемы на основе многослойного персептрона:
 λ – входные воздействия (отсчеты сигнала), a – отклики НС, w – настраиваемые коэффициенты синоптических связей НС)

Количество нейронов в текущем и предыдущем слоях определяет количество операций умножения $z_{\text{ум}}$ и сложения $z_{\text{сл}}$, необходимое для вычисления отклика слоя классификатора. Таким образом количество операций умножения и сложения для слоя под номером l (для любого кроме входного) равно:

$$z_{\text{ум}} = p^l \cdot p^{l-1}; \quad (4)$$

$$z_{\text{сл}} = (p^{l-1} \cdot p^l) + p^l, \quad (5)$$

где p^l – количество входов нейронов в l -м слое.

Для настраиваемых параметров входного слоя $p^{l-1} = p^l$, следовательно, $z_{\text{ум}} = (p^l)^2$; $z_{\text{сл}} = (p^l)^2 + p^l$. Поскольку структура классификатора определяется относительно длительности входного вектора, целесообразно заменить в расчетах число входов нейронов p на число символов входного вектора n . Для удобства отнесения нейронов к соответствующему слою обозначим входной слой индексом I , скрытый H , и выходной O . Рассчитаем необходимое количество вычислительных операций для определения отклика на входной вектор трехслойного классификатора с количеством элементов:

- во входном слое исходя из длительности входного вектора $I=n$;
- в скрытом слое с точки зрения экспериментально доказанного максимума обобщающей способности $H=0,4 \cdot n$;

– в выходном слое исходя из длительности периода ПСП и дополнительных двух выходов НС характеризующих полярность периода $O=n+2$, где n – количество символов в векторе подаваемом на вход классификатора.

Подставив определенное количество нейронов в слои в выражения (4) и (5) и просуммировав результаты, получим:

$$z_{\text{ум}} = p^{[I]2} + (p^{[H]} \cdot p^{[I]}) + (p^{[O]} \cdot p^{[H]}) = 1,8n^2 + 0,8n; \quad (6)$$

$$z_{\text{сл}} = (p^{[I]2} + p^{[I]}) + ((p^{[H]} \cdot p^{[I]}) + p^{[H]}) + ((p^{[O]} \cdot p^{[H]}) + p^{[O]}) = 1,8n^2 + 3,2n. \quad (7)$$

Полагая, что при использовании вычислений с плавающей точкой длительность операции умножения приблизительно равна длительности операции сложения [5, 6], просуммируем выражения (6) и (7) и рассчитаем общее количество необходимых операций для вычисления отклика на входной вектор трехслойного классификатора задержки одного периода ПСП длительностью n символов равно:

$$z_{\text{общ}} = 3,6n^2 + 4n. \quad (8)$$

Для одного канала МКС, руководствуясь дискретной интерпретацией корреляционного интеграла, получим [1]:

$$R(i) = \sum_{i=1}^{n-1} S_{\text{оп}}(i-\tau) S_{\text{вх}}(i), \quad (9)$$

где n – длительность ПСП;

$S_{\text{оп}}(i)$ – i -й отсчет опорного сигнала;

$S_{\text{вх}}(i)$ – i -й отсчет принимаемого сигнала;

τ – рассогласование опорного и принимаемого сигнала на целое число символов.

Предполагая, что $\tau=0$ (опорный сигнал согласован с принимаемым), подсчитаем необходимое число операций умножения и сложения для вычисления взаимной корреляционной функции (ВКФ) опорного и входного сигналов. Минимально необходимое число операций умножения равно n , минимальное количество операций сложения равно $n-1$. Таким образом общее число элементарных операций для вычисления ВКФ:

$$r_{\text{общ min}} = r_{\text{умн}} + (r_{\text{сл}} - 1). \quad (10)$$

Однако стоит учесть тот факт, что такой расчет обеспечивает лишь алгебраически минимально необходимое число операций и не учитывает требования теоремы Котельникова.

В табл. 1 представлены расчеты минимально необходимого числа операций для вычисления ВКФ с различным количеством отсчетов на бит ПСП. Для сравнения приведены значения общего количества вычислительных операций для расчета ВКФ на основе быстрого преобразования Фурье [5]:

$$r_{\text{общ}} = 2^p (12 + 10p), \quad (11)$$

где 2^p – длительность последовательности в битах. Прологарифмировав выражение, можем сравнить его с остальными результатами в табл. 1.

Таблица 1

Минимально необходимое число элементарных операций для вычисления ВКФ

Количество отсчетов сигнала на символ ПСП	Операций умножения	Операций сложения	Всего операций
Алгебраически минимально необходимое – 1	n	$n-1$	$n+(n-1)$
С учетом теоремы Котельникова – 2	$2n$	$2(n-1)$	$2 \cdot (n+(n-1))$
3	$3n$	$3(n-1)$	$3 \cdot (n+(n-1))$
5	$5n$	$5(n-1)$	$5 \cdot (n+(n-1))$
При реализации свертки на основе БПФ	$n \cdot (6+4 \cdot \log_2(n))$	$n \cdot (6+6 \cdot \log_2(n))$	$n \cdot (12+10 \cdot \log_2(n))$

На рис. 4 изображены зависимости общего числа операций для реализации классификатора и коррелятора для решения задачи обнаружения (распознавания) одного периода ПСП и оценки его задержки. Зависимости получены путем моделирования в среде технических расчетов по формулам, приведенным в табл. 1.

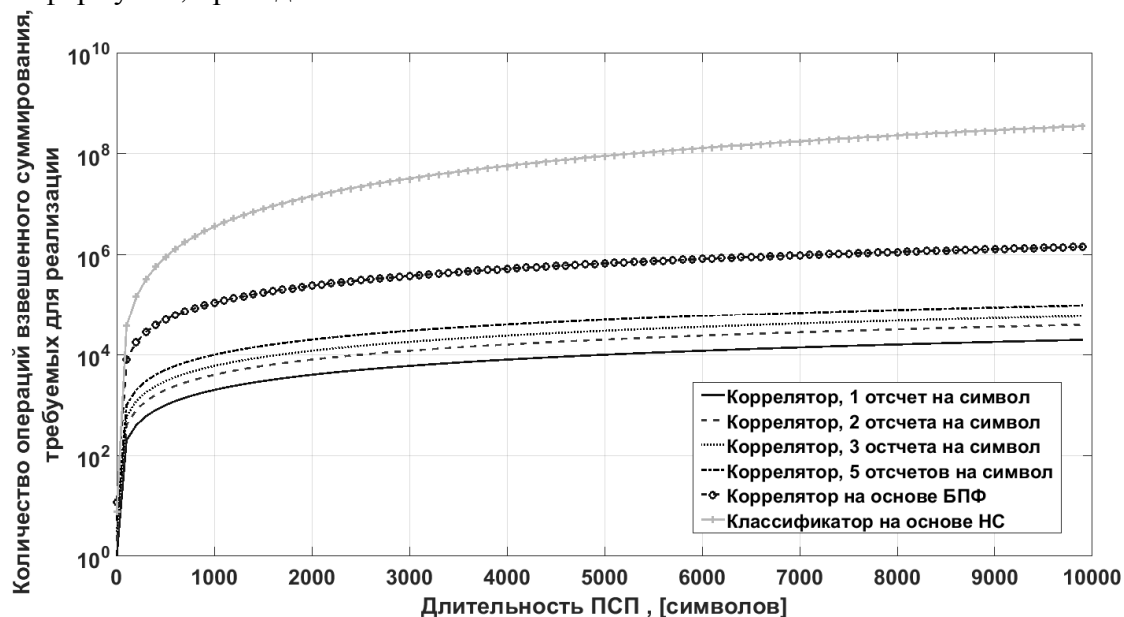


Рис. 4. Сравнение вычислительных затрат на реализацию классификатора периода ПСП и одного канала МКС с длительностью опорного сигнала один период для различных реализаций коррелятора

Для обработки одного периода ПСП один канал МКС требует значительно меньших затрат.

Проведя аналогию, определим минимально необходимое число операций умножения и сложения для s количеством каналов равным длительности периода ПСП n . На рис. 5 представлены результаты расчетов, которые показывают, что при построении n -канального МКС требования к вычислительным затратам значительно возрастают. Реализация МКС, удовлетворяющего элементарным требованиям к количеству отсчетов на информационный символ, требует значительно большего количества элементарных операций.

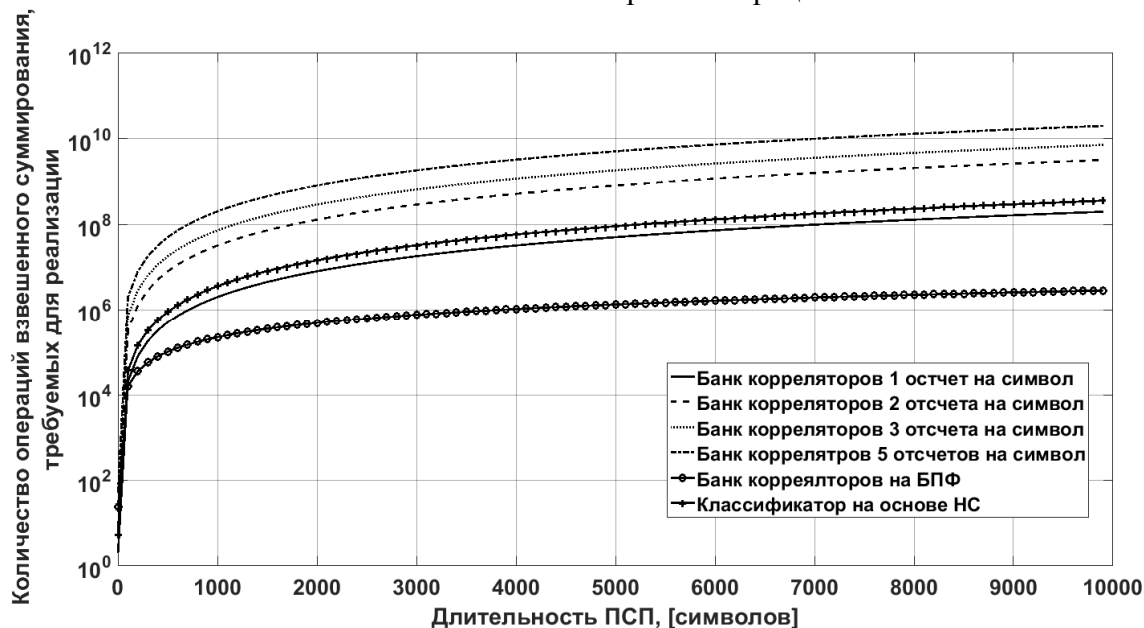


Рис. 5. Сравнение вычислительных затрат на реализацию классификатора периода ПСП и банка корреляторов

На интервале длительности сигнала, превышающем длительность информационного символа, возникает неоднозначность фазы огибающей, вызванная возможной сменой знака информационного символа. Для сигналов с двоичной фазовой манипуляцией число возможных сочетаний информационных символов зависит от количества анализируемых символов цифровой информации (ЦИ) и равно $M = 2^N$, где N – количество ЦИ. Отсюда следует, что для корреляционной обработки двух символов ЦИ, кодируемых одним периодом ПСП, каждый потребуется 4 опорных сигнала, каждый из которых будет соответствовать одному из четырех случаев сочетания фаз огибающих, а именно: $\Psi = [00, 01, 10, 11]$. Выражение (11), обобщенное для произвольного числа периодов, примет вид:

$$r_{\text{общ}} \min N = M \cdot (r_{\text{умн}} + (r_{\text{сл}} - 1)) = 2^N \cdot (r_{\text{умн}} + (r_{\text{сл}} - 1)) = 2^N \cdot (n + (n - 1)). \quad (12)$$

Выражение (12), интерпретированное для вариантов, перечисленных в табл. 1 позволит определить число операций взвешенного суммирования, минимально необходимое для реализации МКС, реализующее различение произвольного числа биполярных периодов ПСП.

Рассмотрим изменения, необходимые для обобщения НС на произвольное число периодов ПСП. Для этого необходимо определить, как расширение входного вектора на произвольное число периодов влияет на необходимое число элементов каждого слоя классификационной схемы. Входной слой увеличивается прямо пропорционально расширению длительности входного сигнала, таким образом, $I = n \cdot N$. Второй (скрытый) слой рассчитывается исходя из размерности входного слоя как $H = 0,4 \cdot I = 0,4 \cdot (n \cdot N)$.

Классификационной схеме необходимо n разрядов на выходе для кодирования информации о задержке. Стоит учесть, что в силу цикличности ПСП задержка на k символов при классификации одного периода ПСП эквивалентна задержке на $N \cdot k$ при классификации произвольного числа периодов. По этой причине расширение входного классифицируемого вектора признаков на целое число периодов не повлияет на количество нейронов выходного слоя, кодирующих циклический сдвиг распознаваемой ПСП относительно исходной. Помимо решения задачи различения задержки распознаваемой ПСП, результатом работы классификатора должно быть определение полярности символа ЦИ; в рамках двоичной фазовой манипуляции эта задача сводится к различению прямого и инвертированного периода ПСП. На выходе классификационной схемы целесообразно выделять по два разряда на один дополнительный период распознаваемой ПСП, исходя из этого число нейронов выходного слоя равно

$$O = n + 2N. \quad (13)$$

Воспользовавшись выражениями (6) и (7), рассчитаем минимально необходимое число операций умножения и сложения, необходимых для реализации классификатора произвольного числа периодов ПСП: $z_{\text{ум}} = 1,4n^2N^2 + 0,4n^2N + 0,8nN^2$, $z_{\text{сл}} = 1,4n^2N^2 + 0,4n^2N + 0,8nN^2$. На рис. 6 представлены результаты сравнения вычислительной нагрузки классификационной схемы и корреляционной схем для фиксированного количества символов в периоде ПСП и различном количестве периодов.

Выражения построены по формулам из табл. 1 с учетом выражения (12) и выражений для числа операций умножения и сложения, необходимых для реализации классификатора произвольного числа периодов ПСП. Анализ результатов сравнения количества операций умножения и сложения, требующихся для реализации МКС и НСР предназначенных для задачи различения задержки ПСП, с учетом полярности символа ЦИ позволяет сделать следующие выводы:

1. При сравнении количества операций взвешенного суммирования, необходимых для построения МКС и НСР предназначенных для различения задержки одного периода псевдослучайной последовательности, наблюдается выигрыш НСР в снижении требуемых элементарных операций на 1–2 порядка для ПСП любой длины, начиная с ~ 800 , исключение составляют МКС с опорным сигналом, дискретность которого составляет один отсчет на бит

ПСП, однако при такой частоте дискретизации не выполняется требование теоремы Котельникова, что приводит к ухудшению характеристик различения корреляционной схемы. Альтернативным вариантом является использования вычисления взаимной корреляционной функции на основе БПФ.

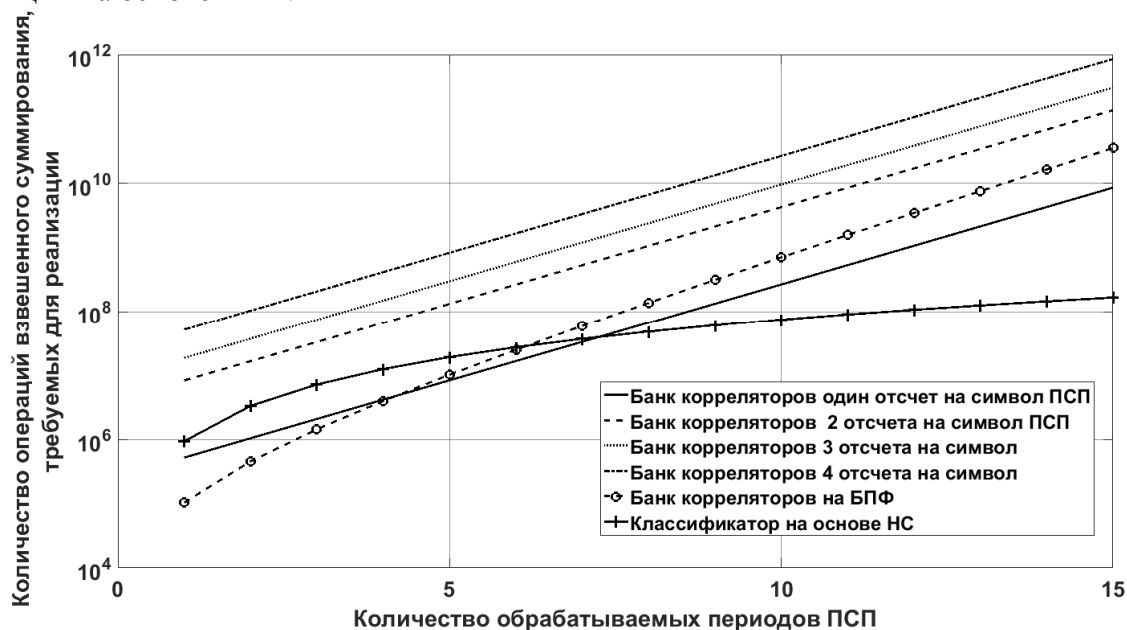


Рис. 6. Сравнение вычислительных затрат на реализацию классификатора и банка коррелятора при фиксированной длине ПСП – 511 символов и разном количестве периодов

2. При обобщении МКС и НСР для решения поставленной задачи на произвольном количестве периодов при фиксированной длине ПСП наблюдается выигрыш классификатора на 2–3 порядка по мере роста количества периодов сигнала, начиная с семи периодов разрыв в выигрыше увеличивается. Необходимость учета возможных сочетаний символов цифровой информации путем создания дополнительных локальных копий в 2^N увеличивает требуемое количество операций взвешенного суммирования, что делает применение БПФ малоэффективным.

Квазиоптимальность нейросетевого классификатора может компенсироваться обработкой (накоплением) большего количества периодов сигнала с целью снижения требований к отношению сигнал/шум на входе различающего устройства, обеспечивающего вероятность правильного различения по уровню 0,9. Для МКС улучшение характеристик различения на дополнительный период накопления сигнала по вероятности 0,9 составляет приблизительно 2 дБ/период [1, 2]. Для квазиоптимального различителя на основе НС та же величина равна приблизительно 1,2 дБ/период. На рис. 5 представлено сравнение классификатора на основе НС и банка корреляторов при решении задачи различения задержки периодической ПСП относительно исходного состояния.

График на рис. 7 имеет две логарифмические шкалы. Слева представлен выигрыш в характеристиках обнаружения в дБ/период обработки, справа – количество операций взвешенного суммирования, требуемое на реализацию того или иного алгоритма.

Общим аргументом для обеих зависимостей является количество обрабатываемых периодов ПСП. Принадлежность кривых к шкалам поясняется легендой.

Зависимости на рис. 7 позволяют сопоставить, сколько вычислительных затрат необходимо для реализации схемы различения задержки сигнала с заданными требованиями к отношению сигнал шум на входе при решении задачи с помощью МКС и НС.

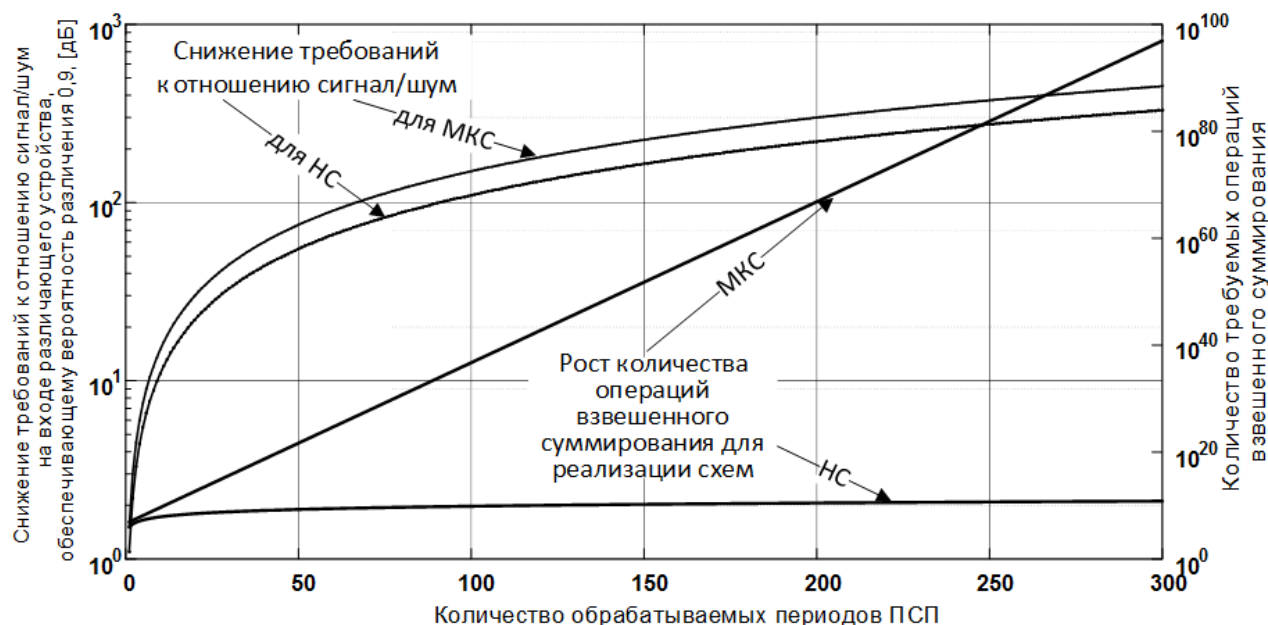


Рис. 7. Сопоставление вычислительных затрат на реализацию классификатора и банка коррелятора с улучшением характеристик оценивания при фиксированной длине ПСП – 511 символов и разном количестве периодов

Так, например, для требований к отношению сигнал/шум на входе на 50 дБ МКС необходимо обработать 33 периода ПСП, а НС достигает подобного результата при обработке 45 периодов. Однако в случае банка корреляторов вычислительные затраты составляют $3,5 \cdot 10^{16}$ операций взвешенного суммирования, в то время как классификатору требуется лишь $1,5 \cdot 10^9$ соответствующих операций.

Значительная вычислительная емкость классификатора на основе НС позволяет реализовать обработку трехсот периодов ПСП по 511 символов каждый, затратив на вычисление отклика всего $6,6 \cdot 10^{10}$ операций взвешенного суммирования, в то время как архитектуре банка корреляторов для решения подобной задачи потребуется на 86 порядков больше операций.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследование эффективности нейросетевых и многоканальных корреляционных схем различения рекуррентных последовательностей по показателю «достоверность – вычислительные затраты» показало что по причине высокой вычислительной емкости НС существует возможность построения схем статистической классификации, предназначенных для различения задержки и вида ПСП при более низком отношении сигнал/шум. Несмотря на худшие показатели характеристик различения, нейросетевые классификаторы значительно выигрывают в вычислительных затратах, а значит, в рамках выделенных вычислительных ресурсов позволяют осуществлять когерентный прием более длительных последовательностей. Оптимальные с точки зрения вероятности правильного различения МКС требуют колоссальных вычислительных затрат. Целесообразным является аппаратное дополнение классических корреляционных схем различения нейросетевыми схемами. При таком принципе построения тракта первичной обработки в системах с шумоподобными сигналами открываются широкие возможности по удовлетворению современных требований как помехоустойчивости так и эргономичности приемной аппаратуры.

Список используемых источников

1. *Тихонов В.И., Харисов В.Н.* Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем: учеб. пособие для вузов. – М.: Радио и связь, 2004. – 608 с.
2. *Харисов В.Н.* Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.
3. *Перов А.И., Соколов Г.Г.* Сравнительный анализ нейросетевых и статистических алгоритмов в задачах обнаружения сигналов // Труды III международной конференции DSPA-2000. – 2000. – Т. 3.
4. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс: пер. с англ. – 2-е изд. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2006. – 1104 с.
5. *Синьков М.В., Закидальский А.И., Цыбульская Е.А.* Быстрая свертка на основе БПФ // Реєстрація, зберігання і обробка даних. – 2005. – Т. 7, № 3. – С. 62–70.
6. *Рабинер Л., Гоулд Б.* Теория и применение цифровой обработки сигналов. – М.: Мир, 1978. – 848 с.

Д.Г. Афонин,
адъюнкт

ОБНАРУЖЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНЫХ АТАК НА ОСНОВЕ КЛАССИФИКАЦИИ ВРЕДОНОСНЫХ ФРАГМЕНТОВ КОДА

Статья посвящена проблеме выявления вредоносных фрагментов компьютерного кода, используемого злоумышленниками для взлома компьютерных систем. Также представлена классификация характеристик вредоносных воздействий. Получены признаки вредоносных фрагментов компьютерного кода.

Ключевые слова: эксплойт, вредоносные фрагменты кода, признаки вредоносных воздействий, уязвимость, компьютерная безопасность.

ВВЕДЕНИЕ

В современном мире вопросам обеспечения компьютерной безопасности в любой отрасли государства уделяется повышенное внимание. Последние известные атаки (WannaCry, Petya и т. п.) на информационную инфраструктуру российских компаний, силовых ведомств и телекоммуникационных компаний на слуху у каждого. Безусловно, атакам подвергаются и объекты критической инфраструктуры (КИ) РФ, что, в свою очередь, обуславливает важность проблемы компьютерной безопасности систем государственного уровня (систем государственного регулирования, экономики, промышленности и т. п.).

Утвержденная президентом РФ Владимиром Путиным в декабре 2016 года Доктрина информационной безопасности России подчеркивает актуальность проблемы обеспечения безопасности объектов критической инфраструктуры страны. В указанном документе особое внимание уделяется необходимости защиты критической инфраструктуры страны, а также ликвидации зависимости от зарубежных программных решений, созданию и внедрению отечественных разработок [1].

Очередным этапом развития РФ в области компьютерной безопасности стало подписание в июле 2017 года закона «О безопасности критической информационной инфраструктуры» страны. Под критической инфраструктурой в нем понимаются информационные системы и информационно-телекоммуникационные сети государственных органов, а также автоматизированные системы управления технологическими процессами в оборонной промышленности, в здравоохранении, связи, на транспорте, в кредитно-финансовой сфере, энергетике, а также в ряде отраслей промышленности (топливной, атомной, ракетно-космической, металлургической, химической, горнодобывающей) [2].

28 июля 2017 года распоряжением РФ утверждена Программа цифровой экономики Российской Федерации. В соответствии с ней к 2020 году планируется сокращение доли иностранного ПО на объектах КИ на 80 %. В IV квартале 2018 года законодательно установлены требования безопасности к КИ РФ. Вместе с тем в указанном документе отражены следующие проблемы развития экономики России:

- наращивание возможностей внешнего информационно-технического воздействия на информационную инфраструктуру, в том числе на критическую информационную инфраструктуру;
- отставание от ведущих иностранных государств в развитии конкурентоспособных информационных технологий;
- недостаточная эффективность научных исследований, связанных с созданием перспективных информационных технологий;

– низкий уровень внедрения отечественных разработок, а также недостаточный уровень кадрового обеспечения в области информационной безопасности [3].

КЛАССИФИКАЦИЯ ВРЕДОНОСНЫХ ФРАГМЕНТОВ КОДА, ПРИМЕНЯЕМЫХ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ УЯЗВИМОСТЕЙ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

В настоящее время основным гарантом отсутствия уязвимостей в ПО является система сертификации, регулируемая изданным в 1999 году Гостехкомиссией России руководящим документом «Защита от несанкционированного доступа к информации. Часть 1». Вместе с тем, существующая система сертификации ПО не позволяет оперативно и в полной мере исключить уязвимости программного кода в используемом ПО зарубежного производства (ЗП) ввиду ее неприменимости при отсутствии исходных кодов, а также необходимости исследование большого объема дизассемблированного кода [4].

12 мая 2017 года осуществлена нашествившая атака WannaCry, производящая шифрование данных рабочих станций Windows и «требующая» \$ 600 в криптовалюте за расшифровку. Заражению подверглись около 300 тыс. машин в 150 странах, общий ущерб составил более \$ 1 млрд. WannaCry были атакованы национальная система здравоохранения Великобритании, испанская телекоммуникационная компания Telefonica, электронная система суда бразильского штата Сан-Паулу и др. В России WannaCry атаковала системы МЧС, МВД, РЖД, Сбербанк, мобильных операторов Мегафон и Вымпелком.

27 июня 2017 года вирусная атака Petya поразила десятки компаний в РФ (Роснефть, Башнефть, Евраз и др.) Также из-за вируса временно отключился автоматический мониторинг промышленной площадки на Чернобыльской АЭС [5].

Как видно, даже опубликованная СМИ информация о компьютерных атаках заставляет всерьез задуматься о безопасности используемых компьютерных систем, и тем более актуален этот вопрос на объектах критической инфраструктуры. Изучая вопросы вредоносного воздействия на компьютерную систему, целесообразно рассмотреть типовой сценарий атаки.

Типовой сценарий атаки можно условно разделить на четыре этапа: подготовительный этап, превентивное проникновение, проникновение и эксплуатация, сокрытие следов присутствия.

1. Подготовительный этап заключается в скрытом сборе информации об атакуемой сетевой системе (доменные имена, DNS-таблицы, имена машин в сети, web-сервера, ftp-сервера и другая доступная информация).

2. Превентивное проникновение заключается в «прощупывании» сети объекта активными методами, не наносящими ущерба (посещение web-страниц с изучением используемых на них скриптах, запуск команды ping, сканирование портов, определение доступных сервисов и служб).

3. Проникновение и эксплуатация – стадия, при которой злоумышленник начинает использовать собранную на первых двух этапах информацию, производя при этом эксплуатацию выявленных уязвимостей для проникновения и деструктивного воздействия на целевую систему.

4. Сокрытие следов присутствия – необходимый этап для достижения дальнейших целей злоумышленника (исправление логов, журналов, паролей, установка ПО, обеспечивающего бескомпроматный доступ в систему, установка троянских программ). Обеспечив использование одной из машин в системе (преодоление периметра), злоумышленник организывает эксплуатацию остальных машин системы.

Сложность выработки противодействующих мер заключается в непредвиденном сценарии развития компьютерной атаки с использованием составных эксплойтов из множества вредоносных фрагментов, обеспечивающих совокупно успех вторжения в КСис.

Под эксплойтом будем понимать вредоносный фрагмент кода (ВФК) или часть программы, замещающий часть машинного программного кода с целью изменения программно-реализованного алгоритма [6]. Изначально ВФК направлены на создание условий захвата управления над вычислительным ресурсом системы и организации удаленного управления. ВФК будем разделять на те, которые позволяют проникнуть в систему, и те, которые позволяют в ней закрепиться путем размещения программных агентов различной функциональности.

В настоящее время рынок вредоносного ПО предлагает широкий спектр услуг от продажи ВФК до полнофункциональных программных средств вторжений. Несанкционированное проникновение в компьютерные системы основано на заблаговременном выявлении уязвимостей в программном коде телекоммуникационного оборудования КСИС и взаимодействующих с ними программ и их дефектов. Дефекты программ появляются при разработке программного обеспечения, что впоследствии проявляется в виде уязвимостей программной среды. В свою очередь наличие уязвимостей предоставляет злоумышленнику возможность создать ВФК для проникновения в КСИС. Анализ воздействий на КСИС свидетельствует об активном использовании дефектов, недекларированных режимов функционирования и избыточных функций, по сути и обеспечивающих успех применения ВФК против КСИС.

По данным отчета Лаборатории Касперского за второй квартал 2017 года основной вектор атаки (рис. 1) посредством использования эксплойтов направлен на программы, используемые пользователями (браузеры, офисные приложения, ОС Android). Остальные атаки пришлись на автоматизированно функционирующее ПО (Java, Adobe Flash, PDF). Анализ приведенного рисунка позволяет сделать вывод о том, что на каждом АРМ присутствует ПО, с помощью которого возможно с большой вероятностью осуществление успешного проникновения в систему [7].

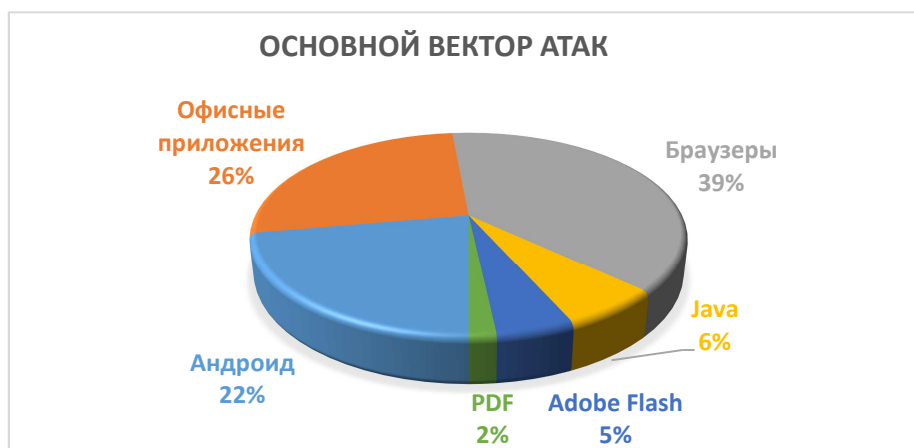


Рис. 1. Основной вектор атаки эксплойтов в 2017 году

Государственный стандарт Р 56546–2015 определяет классификацию уязвимостей информационных систем (ИС) (рис. 2) и направлен на совершенствование методического обеспечения определения и описания угроз безопасности информации при ведении работ по защите информации.

Несмотря на достигнутое понимание уязвимостей информационных систем КИ, вредоносные фрагменты кода (эксплойты) относят к вредоносному ПО, однако этого недостаточно для их обнаружения при начале атаки и выработки защитных мер, блокирующих развитие атаки.

ГОСТ Р 56546–2015 не определяет, каким образом классифицировать ВФК, эксплуатирующие уязвимости программного кода. Изучение вопросов идентификации ВФК невозможно без создания соответствующей классификации. Анализ известных ВФК показал, что возможна классификация по следующим характеристикам: виду доступа, степени известности,

способу создания, составу, месту применения, среде применения, технологии эксплуатируемой уязвимости, цели эксплуатируемой уязвимости, способу защиты от анализа.

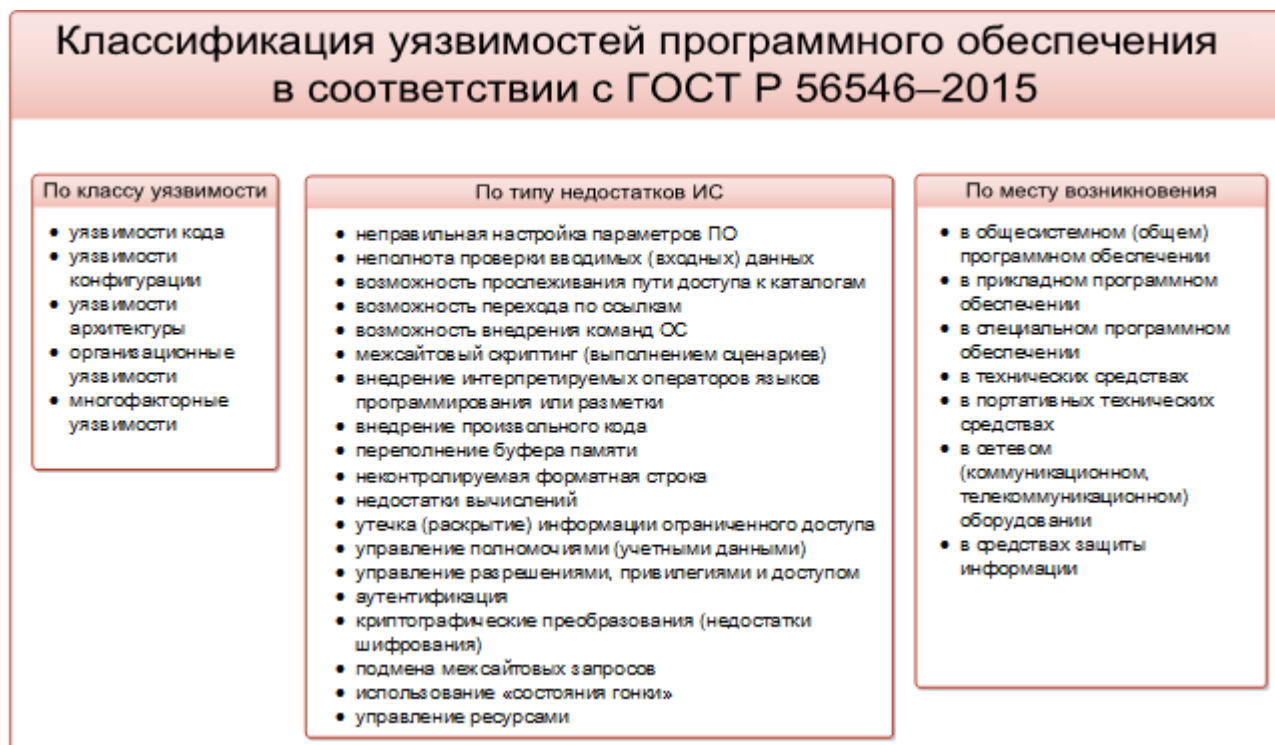


Рис. 2. Классификация уязвимостей по ГОСТ Р 56546–2015

Проанализировав различные источники, автором предлагается классификация характеристик ВФК представленная, на рис. 3. Корректность представленной классификации подтверждается возможностью описать любой существующий фрагмент кода посредством комбинации групп признаков.

Сопоставляя классификацию уязвимостей ГОСТ Р 56546–2015 и классификацию ВФК, предложенную автором, нетрудно заметить, что имеются существенные отличия. Для решения задачи выявления демаскирующих признаков атакующего вредоносного программного кода необходимо определить каждому элементу классификации (рис. 3) характеристики соответствующих признаков, позволяющих обнаруживать в том числе и неизвестные вредоносные фрагменты. Рассмотрим представленные классификации более подробно.

По виду доступа разделяют ВФК на удаленные и локальные. Удаленный ВФК через сеть использует уязвимость защиты сетевого коммуникационного оборудования. Исходя из изложенного, можно сделать вывод, что в коде удаленных ВФК отличительными признаками является присутствие различных сетевых запросов, использование соответствующих портов, организация отправки команд и т. п.

Использование локальных ВФК подразумевает непосредственное нахождение необходимого кода в нужном месте компьютерной системы. Локальный ВФК требует предварительного доступа к уязвимой системе и обычно повышает привилегии пользователя. Локальные ВФК используют уязвимости общего, прикладного и специального программного обеспечения, используемого в КСиС. Принадлежностью ВФК к этой группе может являться отсутствие признаков удаленных ВФК.

По составу ВФК разделяются на самодостаточные и комбинированные – специальные наборы ВФК, которые выполняются один за другим при совершении атаки (Angler Exploit kit; Sweet Orange Exploit kit; Nuclear Exploit kit; Fiesta Exploit kit и т. д.). В настоящее время существует достаточно много наборов ВФК, так называемых эксплойт-паков, специализированных под атаку на ту или иную информационную инфраструктуру. Тенденции развития

показывают, что авторы большинства наборов ВФК от прямой продажи перешли к аренде их на своих серверах, при этом зачастую они предоставляют возможность не только использовать ВФК, но и производить постоянную смену доменных имен и проверку на обнаружение антивирусами [8].



Рис. 3. Предлагаемая классификация характеристик вредоносных фрагментов кода

Самодостаточный ВФК – это компактный полнофункциональный уникальный код ограниченного применения, который практически невозможно выявить до момента его использования. Вместе с тем, указанные ВФК практически невозможно встретить в связи с тем, что при воздействии на целевую систему используется такая группа ВФК, реализация каждого из которых отвечает за свою часть проникновения в КСИС.

Комбинированные ВФК (эксплойт-паки) отличаются от самодостаточных размером и наличием ВФК с известными сигнатурами. Рассматриваемая группа выявляется специализированными антивирусными средствами. Однако зачастую наборы ВФК эксплуатируют уязвимости нулевого дня и в совместном использовании с известными достигают своей цели.

По технологии эксплуатируемой уязвимости будем рассматривать ВФК, написанные для исполняемой и интерпретируемой программной среды. Рассматриваемая классификация ВФК (рис. 3) практически повторяет классификацию уязвимостей по типам недостатков информационной системы в соответствии с ГОСТ Р 56546–2015 (рис. 2). ВФК указанной категории также являются удаленными.

Следующая классификационная категория – **по цели эксплуатации** уязвимости. В этой категории вредоносные фрагменты направлены на получение несанкционированного доступа к данным, выполнение вредоносного кода или получение отказа в обслуживании в зависимости от цели, преследуемой автором кода. Проводя аналогию с классификацией уязвимостей (рис. 2) нетрудно заметить, что практически любая уязвимость может подходить для достижения указанных целей.

По степени известности бывают ВФК нулевого дня (0-day) и известные ВФК из специализированных баз. ВФК нулевого дня – это уникальный код, который не использовался до момента его применения в отношении информационной системы. Это наиболее опасный вид вредоносных фрагментов кода. ВФК нулевого дня имеют максимальную цену на рынке вредоносного ПО. Все существующие ВФК когда-то были 0-day. Если требуется гарантированный результат, то желательно эксплуатировать неизвестную уязвимость ПО или оборудования.

Впоследствии, когда ВФК достаточно изучен и выработаны методы противодействия, он переходит в разряд известных. Известные ВФК хранятся в специализированных базах интернет хранилищ (www.packetstormsecurity.org, www.securityfocus.com, www.securitylab.ru, www.insecure.org, www.hack.co.za и др.). Указанные ресурсы, как правило, созданы для ознакомления специалистов по безопасности с проблемными ситуациями для противодействия эксплуатации известных уязвимостей программ. Однако в руках злоумышленников базы ВФК зачастую являются угрозой для компьютерной инфраструктуры, где пренебрегают своевременным обновлением ПО или где обновление невозможно ввиду субъективных причин.

По месту выполнения будем разделять ВФК в файлах и в оперативной памяти. ВФК, выполняющиеся в файлах, могут долгое время находиться внутри информационной системы, ожидая команды на выполнение (по сути являясь программной закладкой). В оперативной памяти ВФК живет только до момента ее обнуления и должен успеть выполнить свое предназначение.

По способу создания вредоносные фрагменты делятся на разработанные вручную и с помощью специальной среды. Собственноручно написанные ВФК – самые опасные, уникальные, самодостаточные, их пишет профессионал, именно они являются ВФК нулевого дня. Существуют специализированные утилиты для разработки, тестирования и моделирования эксплойтов (Metasploit Framework). Благодаря хорошо продуманному интерфейсу разработки автоматизированные средства позволяют создать ВФК в самое короткое время.

Последняя классификационная группа – это **среда применения ВФК**. В этой группе рассматривают программные и программно-аппаратные ВФК. Программные – это по сути все выше рассмотренные ВФК, использующие уязвимости различного рода ПО. Программно-аппаратные ВФК используют уязвимости прошивок микросхем, БИОСа, системы управления, SSH, Telnet или другого протокола передачи информации. Понятно, что программно-аппаратные ВФК опаснее программных, потому как могут использоваться на оборудовании вне зависимости от установленного на нем уязвимого ПО.

По итогам разработанной классификации можно сделать вывод, что наиболее опасными являются программно-аппаратные самодостаточные, ручные ВФК нулевого дня. Указанный вывод подтверждается ценой указанных ВФК на специальном рынке. В России существует официальный рынок уязвимостей и эксплойтов (<http://exprocod.com>), цена за эксплойт нулевого дня составляет 20 000–130 000 \$ (1 135 000–7 370 000 руб.) в зависимости от назначения ВФК.

ОБОСНОВАНИЕ КЛАССИФИКАЦИОННЫХ ПРИЗНАКОВ ВРЕДОНОСНЫХ ФРАГМЕНТОВ КОДА

В настоящее время компьютерные системы лавинообразно развиваются, проникая все больше в жизненно важные сектора функционирования государства, однако в используемом ПО зачастую встречаются уязвимости кода. Российская база уязвимостей ФСТЭК насчитывает 17 858 уязвимостей, международная база уязвимостей Vulners.com по состоянию на ноябрь 2017 года имеет 773 904 записей об уязвимостях ПО, также известно об 165 335 ВФК. Базы уязвимостей и эксплойтов еженедельно пополняются новыми, что говорит об актуальности поиска способов нейтрализации потенциально возможных воздействий на информационную инфраструктуру любого предприятия (в особенности на объектах критической инфраструктуры).

С учетом разнообразия существующих ВФК встает проблема обнаружения их присутствия в программном коде. Существующие средства анализа и обнаружения ВФК встроены, как правило, в средства антивирусной защиты (Norton Internet Security, Kaspersky Internet Security, ESET Smart Security и др.)

Norton Internet Security предлагает систему SONAR (Symantec Online Network for Advanced Response), которая должна бороться с ВФК, использующими уязвимости нулевого дня. В основу его работы заложен поведенческий анализ ПО и системы рейтинга уровня опасности на основе сбора статистических данных (Norton Community Watch).

Лаборатория Касперского анонсировала автоматизированную защиту от ВФК, основанную на анализе поведения известных ВФК и отслеживании поведения эксплуатируемого приложения. Также используется рандомизация адресного пространства в совокупности с сигнатурным анализом и фильтрацией контента, что позволяет блокировать выполнение полезной нагрузки.

ESET Smart Security предлагает решить задачу блокировки ВФК с помощью технологии ThreatSense. В основу указанной технологии также положен эвристический анализ и блокировка полезной нагрузки.

Другие антивирусные средства также разрабатывают свои методы борьбы с ВФК (Dr. Web, McAfee, Panda Antivirus), но не являются в настоящее время передовиками в этом направлении.

Несмотря на то что средства выявления ВФК в оперативной памяти постоянно совершенствуются, злоумышленники изобретают технологии обхода средств выявления и блокировки ВФК. Также существующие средства защиты не позволяют выявлять ВФК, эксплуатирующие уязвимости нулевого дня.

Однако до сих пор не определены признаки, по которым фрагменты кода можно отнести к вредоносным. Это является основным препятствием снижения риска вредоносного воздействия фрагментов кода на КСиС.

ВФК воздействует на программу, загруженную в оперативную память. Программа характеризуется текущей командой и сформированными константами и переменными, образуя дампы памяти. Для достижения цели атаки злоумышленнику необходимо изменить программный код, находящихся в оперативной памяти, посредством использования выявленных уязвимостей, обеспечивающих применение тех или иных фрагментов вредоносного кода. При использовании уязвимостей ВФК изменяют структуру, логику и результаты вычислений целевой программы, находящейся в оперативной памяти. Изменение одной из составляющих программы (структуры, логики, результатов вычислений) является фактом постороннего воздействия [9]. Потенциально возможные воздействия ориентированы на выявление нарушения правильности вычислительных структур (ΔSt), искажения корректности логики вычислений (ΔL) и собственно искажения результатов вычислений программ (ΔD). Указанные признаки будем рассматривать как демаскирующие, что позволяет их использовать в процессе выявления потенциально опасных воздействий.

Необходимо отметить, что табл. 1 раскрывает все возможные признаки воздействия на программу, находящуюся в оперативной памяти (логика, структура, результаты вычислений). Каждая строка в таблице образует группу признаков воздействия ВФК, в зависимости от наличия которых определяется тип нарушения программы и характеристика произведенного воздействия на систему. Все возможные 8 групп воздействий, представленных в таблице, ранжированы по степени опасности для целевой КСиС.

Первая группа характеризуется наличием всех трех признаков воздействия вредоносного кода (ΔSt , ΔL , ΔD). Внесение изменений в структуру и логику программы влекут изменение результатов вычислений. Изменение результатов вычислений является явным признаком внешнего воздействия и указывает на факт проникновения злоумышленника в систему. Подобное воздействие на систему является, как правило, конечным этапом воздействия (блокирование системы и т. п.).

Вторая группа отличается от предыдущей отсутствием изменений в логике работы программы $\Delta L=0$, однако изменение структуры программы ΔSt (замена, добавление и удаление инструкций) также влечет изменение результатов вычислений ΔD . Как и в предыдущем случае, ВФК достиг цели, и компьютерная система оказывается скомпрометированной.

Таблица 1

Классификационные признаки вредоносных фрагментов кода

№ группы признаков	Признаки ВФК			Тип нарушения	Характеристика воздействия
	Изменение структуры ΔSt	Изменение логики ΔL	Изменение результатов вычислений ΔD		
1	2	3	4	5	6
1	+	+	+	Логические и структурные нарушения, повлекшие изменение результата вычислений	ВФК, достигший цели
2	+	–	+	Структурные нарушения, повлекшие изменение результатов вычислений	ВФК, достигший цели
3	–	+	+	Логические нарушения, повлекшие изменение результатов вычислений	ВФК, достигший цели
4	+	+	–	Логические и структурные нарушения	ВФК, не достигший цели или промежуточный этап эксплуатации
5	+	–	–	Структурные нарушения	ВФК, не достигший цели или промежуточный ВФК из цепочки
6	–	+	–	Логические нарушения	ВФК, не достигший цели или промежуточный ВФК из цепочки
7	–	–	+	Ошибка вычислений	Аппаратное воздействие, сбой
8	–	–	–	Неизменная программа	Программа, не подвергшаяся воздействию

Третья группа характеризуется воздействием на логику программы ΔL (замена инструкций). Как и в предыдущем случае, происходит изменение результатов вычислений ΔD , т. е. вредоносный код достиг цели и компьютерная система скомпрометирована.

Если в КСИС зафиксированы признаки ВФК из первых трех групп, значит система защиты не работала.

Четвертая, пятая и шестая группа признаков активности вредоносных фрагментов характеризуется наличием структурных ΔSt и (или) логических ΔL изменений в целевой программе, однако результаты вычислений $\Delta D=0$ остаются корректными. Указанная группа ВФК – это как раз активная фаза воздействия на компьютерную систему или промежуточный этап проникновения. Именно на этих этапах воздействия необходимо выявить и пресечь эксплуатацию системы.

Седьмая группа признаков характеризуется непредвиденным изменением результатов вычислений или ошибкой вычислений ΔD , что невозможно при неизменности структуры и логики программы ΔSt , $\Delta L=0$. Указанный факт может свидетельствовать об аппаратном сбое или внешнем аппаратном воздействии на систему.

Восьмая группа признаков – неизменная корректно работающая программа, не подвергшаяся внешним воздействиям ΔSt , ΔL , $\Delta D = 0$.

Рассмотренный набор признаков ВФК учитывает все возможные изменения, которым подвержена программа. Целесообразно использование признаков ВФК для выявления и блокировки вредоносных воздействий.

Общий вид методики выявления признаков ВФК состоит из трех стадий:

1. Сканирование дампа оперативной памяти. Для осуществления выявления ВФК необходим постоянный мониторинг оперативной памяти. Особое внимание при сканировании дампа оперативной памяти стоит уделять фрагментам машинного кода, в которых отсутствуют начало и конец исполняемой программы, поскольку именно они могут являться ВФК.
2. Выявление ВФК на основе признаков. Выявленные фрагменты кода классифицируются по признакам из табл. 1 и принимается решение отнесение фрагмента кода к вредоносному.
3. Выработка защитных мер. Заключается в предметном противодействии ВФК с использованием признаков из предыдущих этапов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В связи с невозможностью ликвидировать зависимость объектов КИ РФ от иностранного ПО необходимо в кратчайшие сроки решать вопросы защищенности используемого ПО на подобных объектах, применяя методы и способы автоматизированного выявления ВФК в оперативной памяти ПЭВМ. Выявление демаскирующих признаков использования фрагментов вредоносного кода в дампе оперативной памяти позволит заблокировать вредоносное воздействие на информационные объекты КИ РФ, и тем самым совершенствовать национальную систему обнаружения и предупреждения компьютерных атак.

Сопоставление фрагментов вредоносного кода (эксплойтов) с соответствующей классификационной группой позволит определить вектор подготовленного постороннего воздействия на систему и предупредить последующие шаги развертываемого сценария эксплуатации системы КИ РФ.

Список используемых источников

1. Доктрина информационной безопасности Российской Федерации: утверждена Указом Президента Российской Федерации от 5 декабря 2016 г. № 646.
2. О безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации: федеральный закон от 26.07.2017 № 187-ФЗ.
3. Цифровая экономика Российской Федерации: распоряжение Правительства Российской Федерации от 28 июля 2017 г. № 1632-р об утверждении программы.
4. Защита от несанкционированного доступа к информации: руководящий документ. Ч. 1. Программное обеспечение средств защиты информации. Классификация по уровню контроля отсутствия недекларированных возможностей. – М.: Гостехкомиссия, 1998.
5. Самые масштабные и значимые атаки компьютерных вирусов в мире. Досье. – URL: <http://tass.ru/info/4248876> (дата обращения: 04.04.2018).
6. Эриксон Д. Хакинг: искусство эксплойта: пер. с англ. – 2-е изд. – СПб.: Символ-Плюс, 2010.
7. Развитие информационных угроз во втором квартале 2017 года. – URL: <https://securelist.ru/it-threat-evolution-q2-2017-statistics/79226/> (дата обращения: 08.04.2018).
8. Большой обзор свежих эксплойтов. – URL: <https://xakep.ru/2015/04/09/195-exploit-packs/> (дата обращения: 07.04.2018).
9. Новиков В.А., Компаниец Р.И., Ломако А.Г. Спецпроверка программ // Защита информации. Инсайд: информационно-методический журнал. – № 3 (9). – 2006. – С. 18–27.

К.А. Крупский,
кандидат техн. наук;
Н.В. Радионов,
доктор экономических наук, доцент

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТА ИСПЫТАНИЙ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

Разработана методика оценивания параметров движения объекта испытаний на конечном участке траектории полета с использованием минимально-избыточной измерительной информации, полученной с применением оптико-электронных средств траекторных измерений из состава полигонного измерительного комплекса финишного испытательного полигона, в интересах повышения точности и оперативности получения оценок параметров движения объектов испытаний такими средствами экспериментально-испытательной базы.

Ключевые слова: объект испытаний, параметры движения, полигонный измерительный комплекс, средства траекторных измерений, угловые координаты, экспериментально-испытательная база.

ВВЕДЕНИЕ

При планировании работы средств траекторных измерений (ТИ) из состава полигонного измерительного комплекса (ПИК) испытательного полигона Минобороны России, а также для решения задач оптимизации расположения средств ТИ, необходимо совершенствовать существующие алгоритмы совместной обработки измерительной информации с учетом пространственной (структурной) и временной избыточности измерений в интересах повышения точности получаемых оценок параметров движения объектов испытаний (ОИ) [1, 2].

В настоящее время обработка избыточной измерительной информации сводится к определению поправок вектора начальных условий движения ОИ (определение параметров детерминированных траекторий) и поправок к опорной траектории движения ОИ (определение параметров детерминированных траекторий) для моментов времени измерений. Также избыточная измерительная информация используется в алгоритмах сглаживания оценок параметров движения ОИ [3, 4].

Однако в условиях проведения измерений с необорудованных позиций и при отсутствии возможности централизованной обработки измерительной информации для повышения точности и оперативности получения оценок параметров движения ОИ целесообразно применять алгоритмы, позволяющие использовать простые способы обработки минимально-избыточной измерительной информации.

На конечном участке траектории полета ОИ для получения траекторной измерительной информации используются оптико-электронные средства траекторных измерений (ОЭС ТИ) патрульного типа и (или) патрульно-следающего типа. В состав ОЭС ТИ входят теодолитные посты (ТП), позволяющие получать угловые координаты ОИ (азимут и угол места линии визирования на ОИ).

При использовании ОЭС ТИ возможно получение оценок параметров движения ОИ угломерным способом, основанным на использовании четырех углов линий визирования на ОИ, измеренных двумя ТП [2, 4, 5].

С каждым ТП связана измерительная система координат с началом в точке положения ТП. Оценки параметров движения ОИ связаны с местной топоцентрической системой координат.

Случайный вектор оценок положения ОИ в заданной точке пространства для момента времени $t = k$ может быть представлен в виде

$$\hat{\theta}(k) = [\hat{x}(k) \mid \hat{y}(k) \mid \hat{z}(k)]^T, \quad (1)$$

где $\hat{x}(k)$, $\hat{y}(k)$, $\hat{z}(k)$ – оценки координат центра масс ОИ в местной топоцентрической системе координат.

При нормальном законе распределения вектора $\hat{\theta}(k)$ случайные составляющие погрешностей оценок координат центра масс ОИ характеризуются ковариационной матрицей вида [1]

$$\gamma_{\hat{\theta}}(k) = \begin{vmatrix} \sigma^2 \hat{x}(k) & \text{cov}(\hat{x}(k), \hat{y}(k)) & \text{cov}(\hat{x}(k), \hat{z}(k)) \\ \text{cov}(\hat{y}(k), \hat{x}(k)) & \sigma^2 \hat{y}(k) & \text{cov}(\hat{y}(k), \hat{z}(k)) \\ \text{cov}(\hat{z}(k), \hat{x}(k)) & \text{cov}(\hat{z}(k), \hat{y}(k)) & \sigma^2 \hat{z}(k) \end{vmatrix}, \quad (2)$$

где $\sigma^2 \hat{x}(k)$, $\sigma^2 \hat{y}(k)$, $\sigma^2 \hat{z}(k)$ – дисперсии оценок координат центра масс ОИ;
 $\text{cov}(\hat{x}(k), \hat{y}(k))$, $\text{cov}(\hat{x}(k), \hat{z}(k))$, ..., $\text{cov}(\hat{z}(k), \hat{y}(k))$ – ковариации оценок координат центра масс ОИ.

Таким образом, оценивание параметров движения ОИ на конечном участке траектории полета сводится к определению итоговых оценок вектора положения ОИ и их ковариационных матриц с использованием минимально-избыточной измерительной информации.

ОЦЕНИВАНИЕ ВЕКТОРА ПОЛОЖЕНИЯ ОБЪЕКТА ИСПЫТАНИЙ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА

При использовании угломерного метода и при наличии измерительных баз B_{ij} между i -ми и j -ми ТП ОЭС ТИ из состава ПИК для момента времени $t = k$ возможно получение совокупности оценок вектора положения ОИ и их ковариационных матриц $(\hat{\theta}_{ij}(k), \gamma_{\hat{\theta}_{ij}}(k), i \neq j)$.

Итоговая оценка вектора положения ОИ рассчитывается с помощью выражения [6]:

$$\hat{\theta}_{\Sigma}(k) = \gamma_{\hat{\theta}_{\Sigma}}(k) \cdot \left(\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \gamma_{\hat{\theta}_{ij}}^{-1}(k) \cdot \hat{\theta}_{ij}(k) \right), \quad i \neq j, \quad i = \overline{1, N}, \quad j = \overline{1, N}, \quad (3)$$

где $\gamma_{\hat{\theta}_{\Sigma}}(k)$ – ковариационная матрица итоговой оценки вектора положения ОИ;

$\gamma_{\hat{\theta}_{ij}}(k)$ – ковариационная матрица оценки вектора положения ОИ, полученного с использованием i -го и j -го ТП;

$\hat{\theta}_{ij}(k)$ – оценка вектора положения ОИ, полученная с использованием i -го и j -го ТП;

N – количество ТП из состава ОЭС ТИ.

Ковариационная матрица итоговой оценки вектора положения ОИ рассчитывается по формуле

$$\gamma_{\hat{\theta}_{\Sigma}}(k) = \left(\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \gamma_{\hat{\theta}_{ij}}^{-1}(k) \right)^{-1}. \quad (4)$$

При таком подходе к формированию итоговых оценок вектора положения ОИ и их ковариационных матриц $\gamma_{\hat{\theta}_{\Sigma}}(k)$ возможен учет геометрического расположения ТП относительно расчетной траектории полета ОИ для исключения оценок, рассчитанных с использованием измерений от ТП в зонах низкой точности и на малых углах места [2, 5].

Ковариационная матрица $\gamma_{\hat{\theta}_{ij}}(k)$ рассчитывается с использованием матрицы \mathbf{P}_{ij} и матрицы частных производных вида

$$\mathbf{H}_{ij}(k) = \begin{bmatrix} \frac{\hat{z}_i(k)}{Rq_i^2(k)} & 0 & \frac{-\hat{x}_i(k)}{Rq_i^2(k)} \\ \frac{-\hat{x}_i(k) \cdot \hat{y}_i(k)}{R_i^2(k) \cdot Rq_i(k)} & \frac{Rq_i(k)}{R_i^2(k)} & \frac{-\hat{z}_i(k) \cdot \hat{y}_i(k)}{R_i^2(k) \cdot Rq_i(k)} \\ \frac{\hat{z}_j(k)}{Rq_j^2(k)} & 0 & \frac{-\hat{x}_j(k)}{Rq_j^2(k)} \\ \frac{-\hat{x}_j(k) \cdot \hat{y}_j(k)}{R_j^2(k) \cdot Rq_j(k)} & \frac{Rq_j(k)}{R_j^2(k)} & \frac{-\hat{z}_j(k) \cdot \hat{y}_j(k)}{R_j^2(k) \cdot Rq_j(k)} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где $Rq_i(k), Rq_j(k)$ – проекции наклонной дальности до ОИ в измерительных системах координат i -го и j -го ТП на плоскость $O_i X_i Z_i$ и $O_j X_j Z_j$;

$R_i(k), R_j(k)$ – наклонные дальности до ОИ в измерительных системах координат i -го и j -го ТП;

$\hat{x}_i(k), \hat{y}_i(k), \hat{z}_i(k)$ – оценки координат центра масс ОИ в измерительной системе координат i -го ТП;

$\hat{x}_j(k), \hat{y}_j(k), \hat{z}_j(k)$ – оценки координат центра масс ОИ в измерительной системе координат j -го ТП.

Значения $Rq_i(k), R_i(k), Rq_j(k), R_j(k)$ вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} Rq_i(k) &= \sqrt{\hat{x}_i^2(k) + \hat{z}_i^2(k)}, \quad R_i(k) = \sqrt{\hat{x}_i^2(k) + \hat{y}_i^2(k) + \hat{z}_i^2(k)}, \\ Rq_j(k) &= \sqrt{\hat{x}_j^2(k) + \hat{z}_j^2(k)}, \quad R_j(k) = \sqrt{\hat{x}_j^2(k) + \hat{y}_j^2(k) + \hat{z}_j^2(k)}. \end{aligned} \quad (6)$$

При условии равной точности измерений азимута и угла места ТП, а также при отсутствии корреляции между погрешностями измерений матрица \mathbf{P}_{ij} имеет вид [4, 6]

$$\mathbf{P}_{ij} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma^2 \alpha_i} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma^2 \beta_i} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\sigma^2 \alpha_j} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma^2 \beta_j} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где $\sigma^2 \alpha_i, \sigma^2 \beta_i$ – дисперсии измеряемого азимута и угла места i -м ТП;

$\sigma^2 \alpha_j, \sigma^2 \beta_j$ – дисперсии измеряемого азимута и угла места j -м ТП.

Ковариационная матрица оценки вектора положения ОИ $(\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ij}(k))$ рассчитывается с использованием выражения [6]:

$$\boldsymbol{\gamma}_{\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ij}}(k) = (\mathbf{H}_{ij}^T(k) \cdot \mathbf{P}_{ij} \cdot \mathbf{H}_{ij}(k))^{-1}. \quad (8)$$

Разработанная методика оценивания параметров движения ОИ на конечном участке траектории полета включает следующие основные этапы:

– отбраковка аномальных (анормальных) измерений [8], а также измерений, полученных на малых углах места (менее 3°) и в зонах низкой точности (на больших удалениях и вблизи базовой линии B_{ij});

- расчет оценок вектора положения ОИ в измерительной системе координат i -го ТП с использованием измерений i -го и j -го ТП для каждого момента времени получения совместных измерений;
- пересчет оценок вектора положения ОИ из измерительной системы координат i -го ТП в измерительную систему координат j -го ТП;
- расчет ковариационных матриц $\gamma_{\hat{\theta}_{ij}}(k)$;
- пересчет оценок вектора положения ОИ в местную топоцентрическую систему координат;
- расчет итоговых оценок вектора положения ОИ и их ковариационных матриц.

АПРОБАЦИЯ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ

Для проверки работоспособности разработанной методики произведен расчет оценок вектора положения ОИ при следующих исходных данных:

- в оценивании вектора положения ОИ участвует ОЭС ТИ, состоящее из четырех ТП, измеряющих азимут α и угол места β линии визирования на ОИ с частотой 10 Гц;
- измерения азимута и угла места для каждого ТП моделировались по расчетной (эталонной) траектории полета ОИ (рис. 1, а);
- теодолитные посты имеют определенное расположение относительно расчетной трассы полета ОИ в местной топоцентрической системе координат $OXYZ$ с началом в прогнозируемой точке падения ОИ (рис. 1, б);
- средние квадратические отклонения измеряемых угловых координат ОИ: $\sigma\alpha_n = 25''$, $\sigma\beta_n = 25''$, $n = \overline{1, 4}$;
- поле зрения каждого ТП обеспечивает измерения α и β по всей траектории полета ОИ;
- угловое разрешение измерительных каналов ТП и метеорологическая дальность видимости обеспечивают получение информационных кадров для формирования массивов измерений угловых координат ОИ;
- погрешность привязки измерений к шкале единого времени полигона не учитывалась.

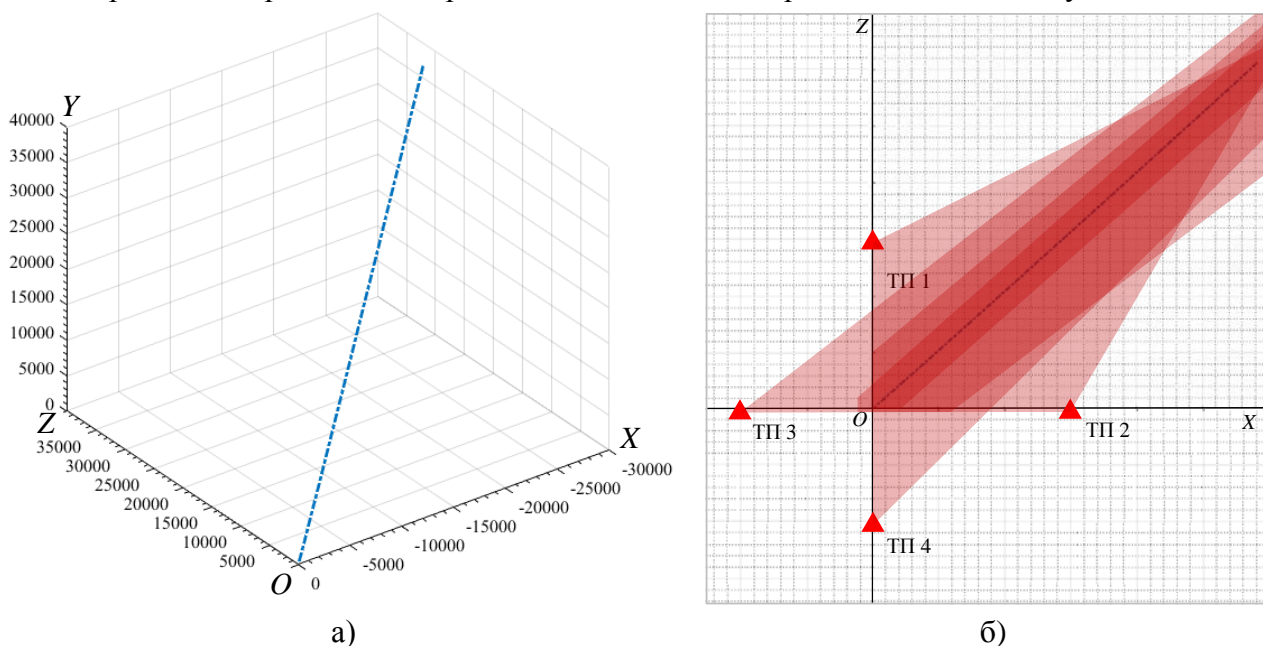


Рис. 1. Графическое представление исходных данных:
 а – расчетная траектория полета объекта испытаний;
 б – расположение теодолитных постов в плоскости OXZ

Оценки координат центра масс ОИ для момента времени $t = k$ в измерительной системе координат i -го ТП определяются выражением [2, 4]

$$\begin{cases} \hat{x}_i(k) = R_i(k) \cdot (-\cos \beta_i(k) \cdot \sin \alpha_i(k)); \\ \hat{y}_i(k) = R_i(k) \cdot \sin \beta_i(k); \\ \hat{z}_i(k) = R_i(k) \cdot (\cos \beta_i(k) \cdot \cos \alpha_i(k)), \end{cases} \quad (9)$$

где $R_i(k)$ – наклонная дальность до ОИ в измерительной системе координат i -го ТП;

$\alpha_i(k)$ – азимут линии визирования на ОИ, измеренный i -м ТП;

$\beta_i(k)$ – угол места линии визирования на ОИ, измеренный i -м ТП.

Наклонная дальность $R_i(k)$ может быть рассчитана по формуле

$$R_i(k) = \frac{B_{ij} \cdot \sin \mu_j(k)}{\sin(\mu_i(k) + \mu_j(k))}, \quad (10)$$

где $\mu_i(k)$ – угол между $R_i(k)$ и B_{ij} ;

$\mu_j(k)$ – угол между $R_j(k)$ и B_{ij} .

Углы $\mu_i(k)$ и $\mu_j(k)$ могут быть рассчитаны с помощью выражений:

$$\begin{aligned} \cos \mu_i(k) &= \left(\frac{x_j^i}{B_{ij}} \right) \cdot (-\cos \beta_i(k) \cdot \sin \alpha_i(k)) + \left(\frac{y_j^i}{B_{ij}} \right) \cdot \sin \beta_i(k) + \\ &\quad + \left(\frac{z_j^i}{B_{ij}} \right) \cdot (\cos \beta_i(k) \cdot \cos \alpha_i(k)); \\ \cos \mu_j(k) &= \left(\frac{x_i^j}{B_{ij}} \right) \cdot (-\cos \beta_j(k) \cdot \sin \alpha_j(k)) + \left(\frac{y_i^j}{B_{ij}} \right) \cdot \sin \beta_j(k) + \\ &\quad + \left(\frac{z_i^j}{B_{ij}} \right) \cdot (\cos \beta_j(k) \cdot \cos \alpha_j(k)), \end{aligned} \quad (11)$$

где x_j^i, y_j^i, z_j^i – координаты j -го ТП в измерительной системе координат i -го ТП;

x_i^j, y_i^j, z_i^j – координаты i -го ТП в измерительной системе координат j -го ТП.

Для расчета ковариационных матриц оценок вектора положения ОИ с использованием выражения (8) необходимо перевести оценки координат центра масс ОИ из измерительной системы координат i -го ТП в измерительную систему координат j -го ТП.

Далее осуществляется перевод полученных оценок в систему координат $OXYZ$ с помощью матриц направляющих косинусов связи между измерительными системами координат i -го и j -го ТП с системой координат $OXYZ$ [4].

Итоговые оценки вектора положения ОИ определяется выражением (3), а ковариационные матрицы – выражением (4). Составляющие вектора скорости ОИ могут быть получены численным дифференцированием рассчитанных оценок координат центра масс ОИ [4].

Для каждого момента времени измерений с учетом симметричного расположения ТП относительно расчетной траектории полета ОИ получена совокупность шести оценок вектора положения ОИ и итоговые оценки $\hat{\theta}_\Sigma(k)$ (рис. 2) с ковариационными матрицами $\gamma_{\hat{\theta}_{ij}}(k)$ и $\gamma_{\hat{\theta}_\Sigma}(k)$, которые характеризуют точность полученных оценок (рис. 3).

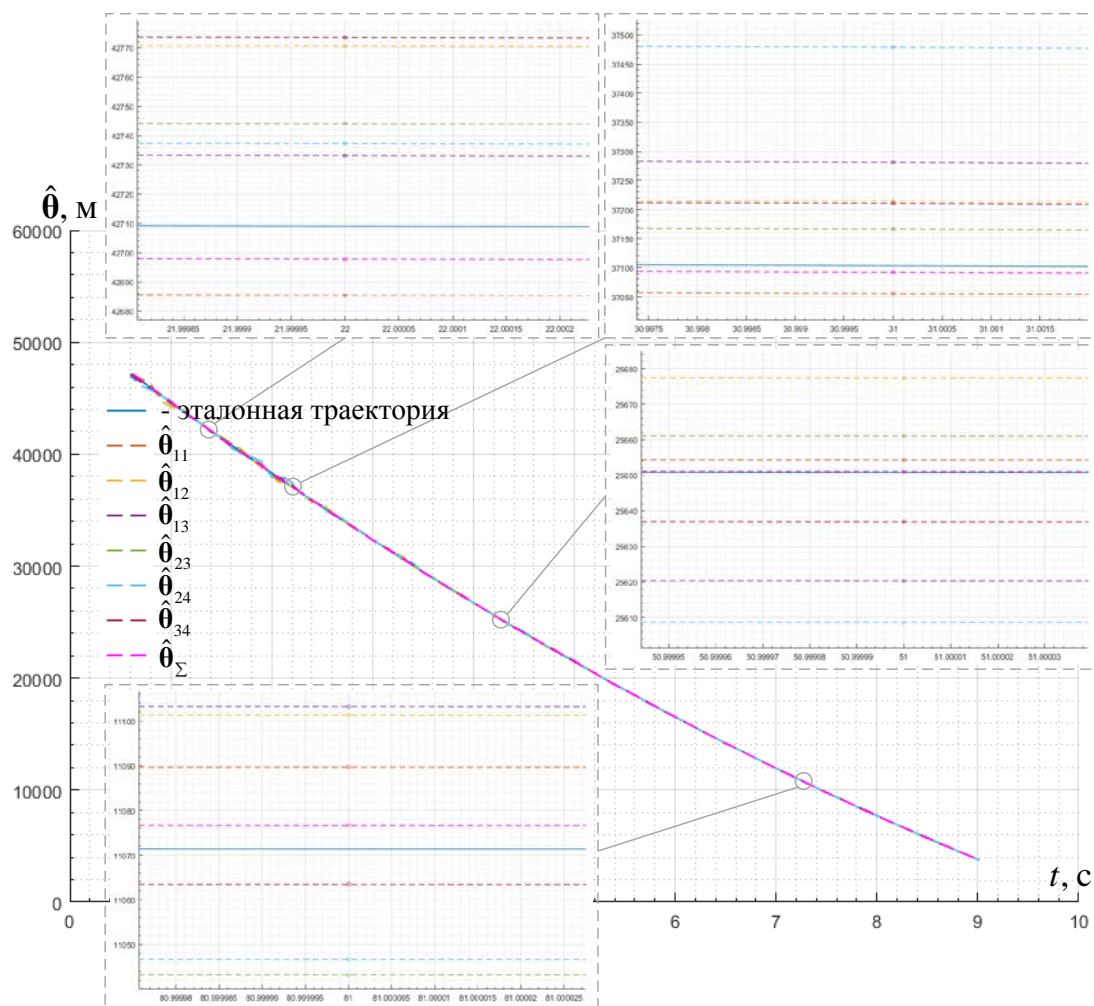


Рис. 2. Оценки вектора положения объекта испытаний

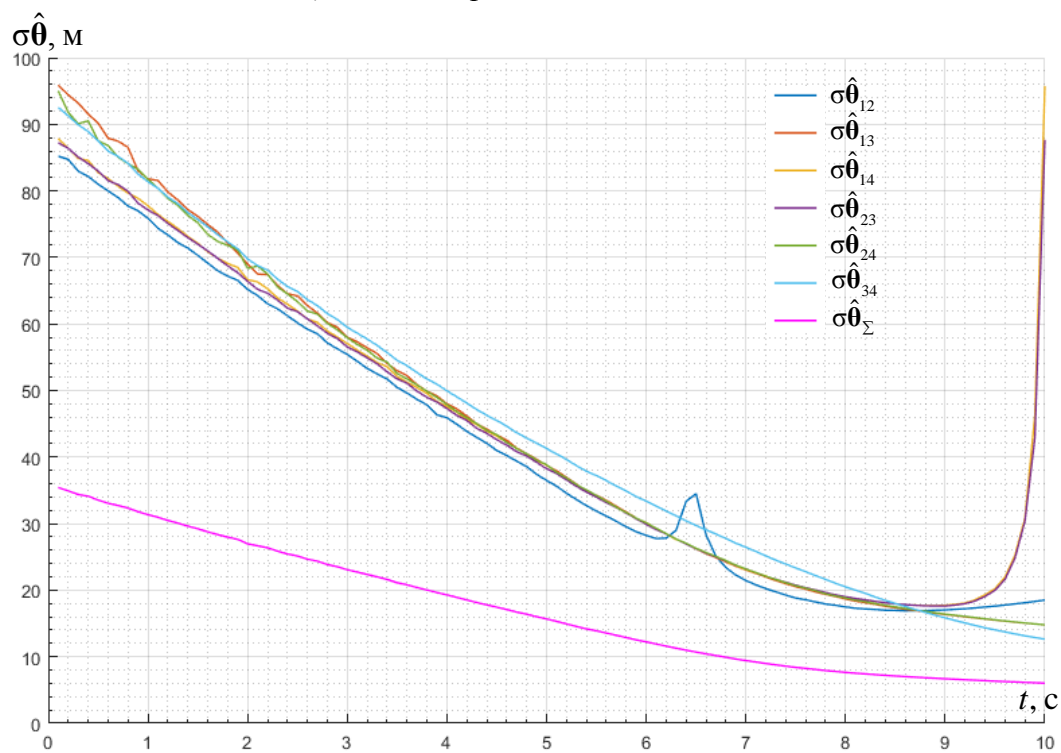


Рис. 3. Случайные составляющие погрешностей оценок вектора положения объекта испытаний

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, разработанная методика оценивания параметров движения ОИ на конечном участке траектории полета предназначена для математического моделирования функционирования ОЭС ТИ в составе ПИК. Включение процедур отбраковки аномальных (анормальных) измерений, а также измерений, полученных на малых углах места и в зонах низкой точности, в состав разработанной методики и ее программная реализация в специальном программном обеспечении ОЭС ТИ позволят повысить оперативность оценивания параметров движения ОИ, а также точность получаемых оценок.

Кроме того, полученные результаты могут использоваться в задачах обоснования состава и структуры ПИК, планирования работы средств ТИ, а также при оценивании готовности ПИК к обеспечению испытаний образцов вооружения с использованием комплексного показателя точности с учетом систематических составляющих погрешностей оценок параметров движения ОИ [1, 9, 10].

Список используемых источников

1. Буренок В.М., Найденов В.Г., Поляков В.И. Математические методы и модели в теории информационно-измерительных систем – М.: Машиностроение, 2011. – 336 с.
2. Огородничук Н.Д. Обработка траекторной информации. – Киев: Изд-во КВВАИУ, 1981. – Ч. I: Методы реализации пространственной (структурной, параметрической) избыточности измерений при решении нелинейных задач контроля недетерминированных траекторий. – 141 с.
3. Основы радионавигационных измерений / под ред. Н.Ф. Ключева. – М.: МО СССР, 1987. – 429 с.
4. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. – М.: Сов. радио, 1978. – 384 с.
5. Определение и прогнозирование движения центра масс летательного аппарата по результатам траекторных измерений / под ред. С.С. Шмыголь. – М.: МО СССР, 1969. – 121 с.
6. Буренок В.М., Найденов В.Г. Методы повышения эффективности применения средств и систем обеспечения испытаний вооружения, военной и специальной техники. – М.: Издательский дом «Граница», 2006. – 274 с.
7. Мудров В.И., Кушко В.Л. Методы обработки измерений. – М.: Радио и связь, 1983. – 303 с.
8. Космические траекторные измерения. Радиотехнические методы измерений и математическая обработка данных / под ред. П.А. Агаджанова, В.Е. Дулевича, А.А. Коростелева. – М.: Сов. радио, 1969. – 411 с.
9. Крупский К.А., Лабецкий П.В., Успенский К.К. К вопросу оценивания готовности траекторного измерительного комплекса испытательного полигона к обеспечению испытаний образцов вооружения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 652. – С. 83–90.
10. Крупский К.А., Успенский К.К. Методический подход к определению систематических составляющих погрешностей оценок параметров движения объекта наблюдения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 657. – С. 53–60.

Ю.А. Летучий,
доктор техн. наук, профессор;
А.В. Новиков,
кандидат техн. наук;
А.С. Тимошук,
кандидат техн. наук;
П.В. Шабалин

ФОРМИРОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

В статье представлены предложения авторов по принципиальным вопросам, связанным с необходимостью формирования эффективной системы управления обеспечением экологической безопасности деятельности ВС РФ. Предложения авторов ориентируются на существующую структуру органов экологической безопасности ВС РФ, что позволит минимизировать затраты на создание предлагаемой системы.

Ключевые слова: обеспечение экологической безопасности, эффективная система управления, процессный подход к управлению, экологический менеджмент, показатели эффективности.

ВВЕДЕНИЕ

В приказе министра обороны Российской Федерации от 14 сентября 2015 года № 530 «Об утверждении Положения об органах экологической безопасности Вооруженных Сил Российской Федерации» формирование эффективной системы управления в области охраны окружающей среды и обеспечения экологической безопасности (ОЭБ) в зоне ответственности Вооруженных Сил определено в качестве одной из основных задач. Данное требование соответствует основным задачам государственной политики в области экологического развития, содержащимся в утвержденных Президентом Российской Федерации «Основах государственной политики в области экологического развития Российской Федерации на период до 2030 года» (раздел III, пункт 9, подпункт а). В статье анализируется опыт решения указанной задачи при формировании Экологической службы Вооруженных Сил Российской Федерации (ВС РФ) в конце прошлого века и предлагаются пути ее решения на современном этапе. Конструктивным представляется процессный подход к управлению экологической безопасностью в ВС РФ в соответствии с современными стандартами экологического менеджмента. Эффективность системы управления обеспечением экологической безопасности предлагается определять тремя показателями: показателем эффективности управления, показателем эффективности функционирования и показателем состояния окружающей среды (ОС). Эти показатели формулируются в соответствии с текущей оценкой экологической обстановки и включаются командованием в экологическую политику соединения и части.

31 октября 1996 года было принято постановление Правительства Российской Федерации № 1310 «О первоочередных мероприятиях по обеспечению экологической безопасности при осуществлении деятельности Вооруженных Сил Российской Федерации». В развитие данного постановления Приказом Министра обороны от 22 июля 1997 года № 286 было введено в действие Положение об Управлении начальника экологической безопасности ВС РФ (УНЭБ ВС РФ – в статусе главного управления МО РФ), а 23 января 1998 года министр обороны приказом № 46 утвердил Положение об Экологической службе Вооруженных Сил Российской Федерации (ЭС ВС РФ) [1]. В Положении об Экологической службе ВС РФ первая по порядку ее основная задача формулировалась как «комплексное управление в области обеспечения экологической безопасности деятельности войск (сил), их защиты от экологически

вредных воздействий, охраны окружающей среды и рационального использования природных ресурсов». Для решения этой задачи в ВС РФ была создана соответствующая структура системы ОЭБ (СОБД) деятельности Вооруженных Сил (ДВС).

ПРЕДЫДУЩАЯ СТРУКТУРА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Основу этой системы составляли:

1. Органы управления ОЭБ ДВС РФ.

Кроме УНЭБ ВС РФ и ЭС ВС РФ в нее входят экологические службы видов, родов войск, главных и центральных управлений МО РФ военных округов, флотов, экологические службы (должностные лица) объединений, соединений, военно-учебных заведений, воинских частей, Экологический центр МО РФ, осуществлявший методические и практические функции экологического обеспечения.

2. Специальные силы и средства, обеспечивающие экологическую безопасность в зонах ответственности войск. В качестве примера можно привести разработанные и эксплуатируемые средства наземного, морского (для Балтийского, Черноморского, Северного флотов), авиационного экологического контроля:

- носимый комплекс технических средств военного эколога;
- мобильный измерительно-управляющий комплекс экологического контроля;
- судовой комплекс контроля загрязненности окружающей природной среды;
- аппаратура авиационного комплекта экологического контроля загрязненных территорий.

3. Комплекс правовых, организационно-технических, экономических и социальных мероприятий, направленных на обеспечение боеготовности и боеспособности войск в условиях воздействия экологически неблагоприятных техногенных и природных факторов, на сохранение и восстановление ОС в ходе выполнения и после завершения операций (существовал на начальной стадии развития).

4. Средства информационного обеспечения процедур принятия решений по ОЭБ ДВС РФ, объединенных единой системой передачи экологической информации и командно-управляющих воздействий (на стадии предварительной проработки).

5. Учебные и научно-исследовательские организации МО РФ, других министерств, которые в плановом порядке участвовали в разработке ведомственных нормативных документов, учебной литературы, экологической подготовке штатных и нештатных экологов, экологическом воспитании, военно-научном сопровождении основных направлений ОЭБ ДВС РФ, проведении экологических обследований объектов МО РФ.

Была разработана нормативно-методическая документация (НТД) и учебная литература для личного состава ВС РФ, включающая новые методы, технологии и средства экологического обследования военных объектов (ВО), очистки и восстановления объектов окружающей среды, рекомендации по оцениванию экологической обстановки на территории ВО, а также в местах дислокации войск (сил).

Особо следует выделить разработку общих технических требований по экологической безопасности (экологичности) систем и комплексов (образцов) вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ), утвержденных Начальником вооружения ВС РФ 20 июля 1999 года. На основе этого документа в структуру ТТЗ (ТЗ) на новую технику военного назначения в раздел «Требования по безопасности» были включены требования и по экологической безопасности.

Нормативно-технический документ системы общих технических требований к видам ВВСТ устанавливает на мирное время общие требования по экологической безопасности (экологичности) к системам и комплексам (образцам) ВВСТ и является обязательным для организаций Министерства обороны Российской Федерации и заинтересованных мини-

стерств (ведомств) при разработке (пересмотре) межвидовых и видовых НТД системы оперативно-тактических требований (ОТТ), а также при составлении, согласовании и утверждении тактико-технических заданий на разработку (модернизацию) образцов ВВСТ.

Требования документа распространяются на все виды ВВСТ, оказывающие вредное (загрязняющее) воздействие хотя бы на один компонент окружающей природной среды.

Для создания такой централизованной структуры в соответствии с постановлением правительства требовалось ежегодное финансирование в течение 5 лет в размере 0,5% от ассигнований, планируемых на национальную оборону России, без учета расходов по другим утвержденным федеральным целевым программам (утилизации ВВСТ, обращения в радиоактивными отходами и т. п.). С известной долей упрощения с точки зрения практики решения управленческих задач предлагался системный подход к созданию иерархической системы управления ОЭБ (СУОЭБ) ДВС РФ, в которой основное внимание уделялось формированию целостного комплекса взаимосвязанных элементов, а эффективность управления обеспечивалась их согласованным функционированием. Согласно экспертным заключениям удалось реализовать порядка 10% запланированных мероприятий, что не позволило в полной мере создать предложенную СУОЭБ ДВС РФ. В то же время:

- впервые в ВС РФ была создана Экологическая служба;
- войсковые формирования в лице экологических служб (должностных лиц) осуществляли планирование ОЭБД ВС РФ, представляли в природоохранные органы согласованную документацию (тома предельно допустимых выбросов (ПДВ), нормативов допустимых сбросов (НДС), проектов нормативов образования отходов и лимитов на их размещение (ПНООЛР)) и принятые формы статистической отчетности;
- осуществлялись программы сотрудничества в военной области по вопросам окружающей среды (с Норвегией, США, Украиной, Казахстаном) и т. п.

Однако отсутствие на местах необходимого количества квалифицированных кадров военных экологов и передача их функций штатным сотрудникам, дефицит сертифицированного оборудования для ведомственного экологического контроля и отсутствие финансирования для привлечения к экологическим обследованиям специализированных сторонних организаций привели к тому, что система передачи экологической информации и командно-управляющих воздействий не заработала.

Следует указать еще одну весьма важную особенность функционирования Экологической службы на первом этапе: ответственность, обязанности и полномочия органов военного управления всех уровней, воинских частей, военнослужащих и гражданского персонала по ОЭБ не были четко определены и включены в соответствующие нормативные документы. У сотрудников экологической службы на выполнение этой задачи не хватало ресурсов и полномочий, вследствие чего их деятельность принимала формальный характер.

Следует констатировать, что решение задачи по комплексному управлению в области ОЭБ ДВС не было завершено, и в следующем Положении об органах экологической безопасности ВС РФ, утвержденном приказом министра обороны РФ 20 августа 2007 года за № 340, задачи экологических служб были существенно сокращены, а задача комплексного управления в области ОЭБ – исключена [2].

Представляется, что современная структура органов экологической безопасности ВС РФ в основном ориентируется на требования Положения № 340 от 2007 года. Вследствие чего возникает противоречие между содержанием задач, сформулированных в третьем по счету Положении об органах экологической безопасности, утвержденном приказом министра обороны от 14 сентября 2015 года № 530 [3], и возможностями их выполнения, если опираться на системный подход к управлению ОЭБ ДВС в рамках существующей структуры органов экологической безопасности.

В современных условиях было бы крайне опрометчиво рекомендовать вторую попытку реализации системного подхода к ОЭБ ДВС РФ. При реформировании ОЭБ ДВС РФ в качестве конструктивных ограничений следует учитывать экономические соображения и воз-

можную минимизацию задач, решаемых штатными и нештатными экологами, при сохранении приемлемого качества функционирования Экологической службы.

Исходя из вышеизложенного, ниже представлен ряд предложений, направленных на исполнение требований Приказа № 530 от 14.09.2015 по формированию эффективной системы управления ОЭБ Вооруженных Сил при существующей структуре органов экологической безопасности ВС РФ.

ПРЕДЛАГАЕМАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

В общем случае управление экологической безопасностью воинской части включает в себя следующие элементы:

- оценку и предупреждение воздействий повседневной деятельности на различные компоненты окружающей среды, здоровье личного состава и гражданского персонала;
- управление снабжением энергией в части, касающейся выбора и экономии использования;
- управление материально-техническим обеспечением (поступление, хранение и транспортирование);
- управление экономией используемой воды;
- управление отходами (уменьшение количества, переработка, повторное использование, транспортирование и хранение);
- постоянный контроль за техническим состоянием и эксплуатацией ВВСТ;
- планирование учений, других мероприятий боевой подготовки и повседневной деятельности с учетом требований по обеспечению экологической безопасности;
- предупреждение и ограничение нештатных происшествий;
- информирование личного состава и персонала, их обучение и участие в решении вопросов, связанных с окружающей средой;
- информирование надзорных организаций о воздействиях воинской части на окружающую среду.

Поскольку сфера действия управления ОС по необходимости может затрагивать самые разнообразные области деятельности воинской части, ниже представлен перечень мероприятий, касающихся практической реализации предлагаемого СУОБД ДВС РФ.

Во-первых, предлагается встроить деятельность органов военного управления всех уровней, воинских частей, должностных лиц, военнослужащих и гражданского персонала в систему управления ОЭБ ДВС, которая должна функционировать как часть системы управления воинским формированием.

Нормативным обоснованием данного предложения может быть ГОСТ Р14.03–2005 «Экологический менеджмент. Воздействующие факторы. Классификация», по которому показатели экологической безопасности для здоровья и жизни людей отражают минимальные требования к объекту производства (военному объекту) для обеспечения следующих видов безопасности: биологической, механической, промышленной, термической, химической, электрической, пожарной, взрывобезопасности, ядерной и радиационной, психофизиологической, электромагнитной совместимости, воздействия химических и загрязняющих веществ, воздействия акустических, инфракрасных и световых волн, эксплуатации и утилизации машин и оборудования, эксплуатации строений, сооружений и территорий, воздействия технологических сред, сейсmobезопасности.

Основными показателями экологической безопасности (военных) объектов для окружающей среды являются:

- допустимые по уровню и продолжительности физические, механические, электромагнитные, термические, радиационные, химические и биологические воздействия;

- показатели устойчивости (время опасного воздействия) загрязняющих ядовитых и опасных веществ, попадающих в окружающую среду на стадиях жизненного цикла объекта;
- специфические показатели для конкретных объектов и действий операторов.

Соблюдение показателей указанных выше видов безопасности входит в функциональные обязанности должностных лиц, военнослужащих и гражданского персонала воинских частей и организаций. Поэтому естественно конкретизировать вопросы экологической безопасности в соответствующих положениях, руководствах, наставлениях, инструкциях.

Командования округов, флотов, гарнизонов, воинских частей в свою очередь обязаны обеспечить соблюдение государственных стандартов и иных нормативных документов в области охраны ОС, включая разработку нормативов допустимого воздействия на компоненты окружающей среды и их соблюдение, производственный (ведомственный) экологический контроль, представление статистической отчетности по использованию природных ресурсов и охране окружающей среды как на территории размещения ВВСТ, так и на территории деятельности аутсорсинговых компаний.

Во-вторых, встраивание деятельности органов военного управления в СОЭБ ДВС РФ предлагается вести в соответствии с современными стандартами экологического менеджмента [4–6].

Система экологического менеджмента – часть системы управления воинской части (организации), используемая для разработки и внедрения экологической политики и управления ее экологическими аспектами (иначе – элементами деятельности воинской части, которые могут взаимодействовать с ОС).

Функционирование системы экологического менеджмента может быть представлено в виде бесконечной спирали, одно из звеньев которой изображено на рис. 1. ОЭБД воинской части начинается с разработки командированием части экологической политики.

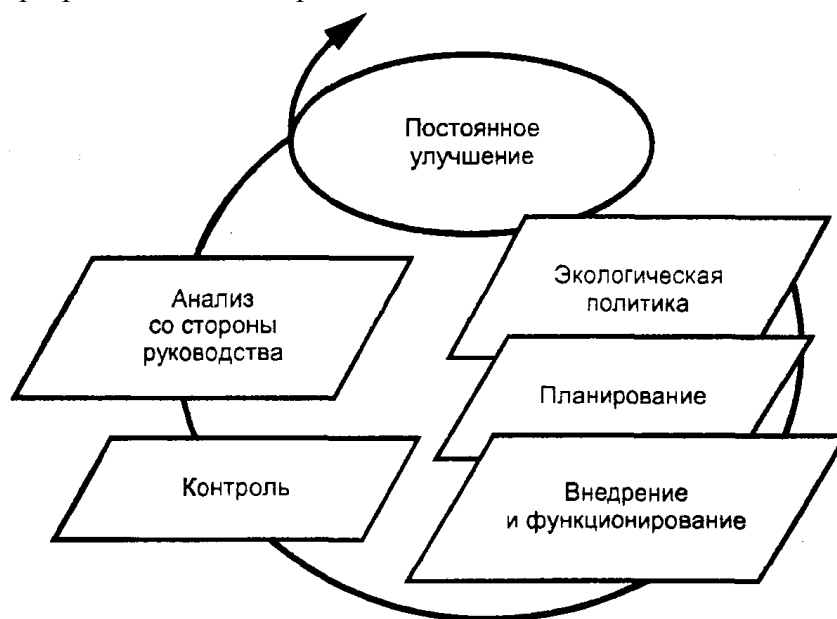


Рис. 1. Этапы функционирования предлагаемой к внедрению в ВС РФ системы экологического менеджмента

Экологическая политика – это совокупность намерений и принципов относительно экологических показателей деятельности части, основанная на учете состава и технического состояния находящихся на вооружении (снабжении) образцов ВВСТ. Сформулированная в качестве директивного документа экологическая политика создает основу для разработки подчиненными подразделениями и службами конкретных целей и задач с учетом реальных возможностей их достижения. На уровне воинской части предлагается осуществлять процессный подход к управлению экологической безопасностью, основанный на известной методологии ПДКА «Планирование – Действие – Контроль – Анализ». В данной методологии:

- Планирование (П) – разработка целей и процессов, необходимых для получения результатов, соответствующих экологической политике (подразумевается, что экологическая политика сформулирована и руководство намерено ей следовать);
- Действие (иначе – внедрение и функционирование (Д)) – внедрение процессов в структуру повседневной деятельности части;
- Контроль (К) – проведение ведомственного экологического контроля в отношении реализации экологической политики, достижения целей, выполнения задач, законодательных и других требований, а также подготовка отчета о результатах;
- Анализ (А) – выполнение действий по постоянному улучшению системы экологического управления по результатам анализа.

Таким образом, вместо весьма затратного и не реализованного на предыдущем этапе ОЭБ ДВС РФ системного подхода предлагается менее затратный процессный подход, рассматривающий управление экологической безопасностью как непрерывную серию взаимосвязанных управленческих функций командного состава: планирование, организация, мотивация, контроль и связующие процессы – коммуникации и принятия решений.

В-третьих, непрерывный процесс экологического менеджмента в ВС РФ должен обеспечиваться квалифицированным военно-научным сопровождением специалистов военных научно-исследовательских и образовательных учреждений, профессионально занимающихся экологичностью ВВСТ и безопасностью (включая экологическую) функционирования военных объектов.

В эту деятельность предлагается включить:

а) оценку эффективности способов обеспечения экологической безопасности повседневной деятельности ВС на территории военного округа. Следует учитывать, что каждый военный округ имеет физико-географические, климатические, социально-экономические особенности, а по территории эквивалентен нескольким европейским государствам (на ней может быть расположено до 1000 и более воинских частей);

б) внутреннее экологическое аудирование результатов экологического менеджмента как процесс независимой, комплексной, документированной оценки содержания и выполнения экологической политики в отдельных воинских формированиях и в военном округе в целом;

в) научно-методическую помощь в разработке методических указаний, инструкций и других документов для органов военного управления и экологов МО РФ;

г) разработку принципов использования и функционирования средств информационного обеспечения процедур принятия решений по ОЭБД, включая процессы получения корректной экологической информации, ее качественную трактовку и доведение до исполнителей всех уровней адресованных им командно-управляющих воздействий.

Объем информации, используемой для процедур принятия решений по ОЭБД, определяется в соответствии с рекомендациями международной Конвенции о доступе к информации по вопросам, касающимся окружающей среды (Орхусская конвенция, Дания, 1998):

Экологическая информация – это любая информация, касающаяся:

а) состояния элементов окружающей среды, таких как воздух и атмосфера, вода, почва, земля, ландшафт и природные объекты, биологическое разнообразие и его компоненты, включая генетически измененные организмы, и взаимодействия между этими элементами;

б) факторов, таких как вещества, энергия, шум и изучение, а также деятельности или мер, включая административные меры, соглашений в области окружающей среды, политики, законодательства, планов и программ, оказывающих или способных оказать воздействие на элементы окружающей среды, указанные в предыдущем пункте, и анализа затрат и результатов и другого экономического анализа и допущенных, использованных при принятии решений по вопросам, касающимся состояния окружающей среды;

в) состояния здоровья и безопасности людей, условий жизни людей, состояния объектов культуры и зданий и сооружений в той степени, в какой на них воздействует или может воздействовать состояние элементов окружающей среды или, через посредство этих элементов, факторов, деятельности или мер, указанных в предыдущем подпункте.

Возможно, указанные специалисты могут участвовать в военно-научном сопровождении ОЭБ ДВС РФ (военного округа) в рамках межвидового научно-технического совета.

В-четвертых, эффективность СУОЭБ ДВС РФ в значительной степени определяется техническими средствами экологической безопасности и контролем за их применением. Кроме организационно-технических мероприятий, приведенных в общих требованиях по экологичности ВВСТ, следует (в объеме выделяемого финансирования) внедрять необходимые технические средства:

- экологического мониторинга и контроля ОС;
- экологической защиты личного состава ВС;
- предотвращения загрязнения ОС и ликвидации загрязнения ОС.

Предыдущий опыт использования средств наземного и морского базирования для контроля загрязнения компонентов ОС показал, что при проведении ведомственного экологического контроля и экологическом обследовании районов повседневной деятельности ВС РФ предпочтение следует отдать отбору проб в компонентах ОС и их анализу в ведомственной сертифицированной лаборатории экологического контроля военного округа.

Лаборатория должна комплектоваться средствами пробоотбора и пробоподготовки, газоанализаторами, рядом аналитических комплексов (ионохроматографическим, газохроматографическим, рентгенофлуоресцентным, спектрофотометрическим) и другой аппаратурой.

В-пятых, при внедрении процессного подхода к ОЭБ ДВС рекомендуется учитывать не только состав, особенности функционирования и размещения потенциально экологически опасных военных объектов (ПЭОВО) на территории военной экологической системы, но и региональные особенности ОС в экологической системе более высокого ранга (города, области, региона), т. е. учесть территориальный принцип обеспечения экологической безопасности. Продемонстрируем это положение на следующих примерах.

Экологическую обстановку в воинских формированиях предлагается характеризовать следующими составляющими:

- 1) состоянием потенциально экологически опасных (военных) объектов (ПЭОВО), которые могут негативно влиять на ОС, личный состав и население в зоне их влияния;
- 2) загрязнением компонентов природной среды (земли, недр, почвы, поверхностных и подземных вод, атмосферного воздуха, а также озонового слоя атмосферы и околоземного космического пространства, обеспечивающих в совокупности благоприятные условия для существования жизни на Земле);
- 3) влиянием загрязнения природной среды на здоровье личного состава и населения в зоне ответственности войск (сил);
- 4) состоянием естественных экологических систем в районе размещения воинских формирований, природного ландшафта, элементы которых или сохранили свои природные свойства, или созданы человеком для рекреации и защиты среды обитания (последние относят к природно-антропогенным объектам).

Нормативными документами (Табель срочных донесений органа военного управления (ОВУ) МТО ВС РФ на мирное время) предписано проведение оценивания экологической обстановки в местах дислокации и деятельности войск (сил), с указанием количественных показателей качества компонентов ОС (площади загрязненных территорий, уровни загрязнения водных объектов, земель, атмосферного воздуха и т. п.) и выявление ущерба при нарушениях законодательства в области обеспечения экологической безопасности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагается учитывать наличие двух типов военных объектов, предназначенных для выполнения задач в области обороны. К военным объектам первого типа относятся арсеналы, склады и базы боеприпасов, горючего и смазочных материалов, ВВСТ, парки, сооружения, технические здания, казармы. Как правило, в зоне их влияния существует промышленная инфраструктура и проживает значительное количество людей. Для военных объектов первого типа экологическая политика должна ориентироваться на поддержание в удовлетвори-

тельном состоянии первых трех составляющих экологической обстановки: 1) состояния ПЭОВО, 2) уровня загрязнения компонентов природной среды, 3) влияния загрязнения природной среды на здоровье личного состава и населения.

В качестве показателей экологической эффективности (ПЭЭ) предлагается использовать:

- показатели эффективности управления (ПЭУ), обеспечивающие информацию об усилиях, предпринимаемых руководством с целью воздействия на экологическую эффективность военного объекта, например, отсутствие аварий и аварийных ситуаций с экологическими последствиями;

- показатели эффективности функционирования (ПЭФ), обеспечивающие информацию об экологической эффективности функционирования военного объекта, например, наличие средств защиты личного состава и природной среды от негативного воздействия в процессе повседневной деятельности, средств оперативного, в том числе инструментального, обследования территории и проведения мероприятий по ликвидации экологических последствий аварий и аварийных ситуаций;

- показатели состояния окружающей среды (ПСОС), ориентированные на санитарно-гигиенические и экологические нормативы качества окружающей среды (в том числе ПДК, ПДУ, ПДВ, НДС, ЛРО).

К военным объектам второго типа относятся районы проведения учений, боевой подготовки, полигоны (общевойсковые, ракетные, морские), аэродромы, стартовые позиции, районы падения отделяющихся частей ракет-носителей. Как правило, в зоне их влияния отсутствует промышленная инфраструктура и проживает небольшое количество людей, сохранилась до некоторой степени природная среда. Для военных объектов второго типа экологическая политика должна ориентироваться на поддержание в удовлетворительном состоянии последних двух составляющих экологической обстановки: 3) влияния загрязнения природной среды на здоровье личного состава и населения; 4) состояния естественных экологических систем в районе размещения воинских формирований, природного ландшафта.

Поэтому содержание ПЭЭ для объектов второго типа будет отличаться от ПЭЭ, предложенных для объектов первого типа.

Раскрытие содержания приведенных выше показателей экологической эффективности может явиться предметом самостоятельных исследований, выходящих за рамки настоящей статьи.

Список используемых источников

1. Об утверждении Положения об Экологической службе Вооруженных Сил Российской Федерации: Приказ министра обороны Российской Федерации от 23.01.1998 г. № 46.
2. Об утверждении Положения об органах экологической безопасности Вооруженных Сил Российской Федерации: Приказ министра обороны Российской Федерации от 20.08.2007 г. № 340.
3. Об утверждении Положения об органах экологической безопасности Вооруженных Сил Российской Федерации: Приказ министра обороны Российской Федерации от 14.09.2015 г. № 530.
4. ГОСТ Р ИСО 14001–2016. Системы экологического менеджмента. Требования и руководство по применению. – М.: Стандартинформ, 2016. – 32 с.
5. ГОСТ Р ИСО 14004–2016. Системы экологического менеджмента. Общее руководство по принципам, системам и методам обеспечения функционирования. – М.: Стандартинформ, 2017. – 58 с.
6. ГОСТ Р ИСО 14031–2016. Экологический менеджмент. Оценка экологической эффективности. Руководство по оценке экологической эффективности. – М.: Стандартинформ, 2017. – 31 с.

А.А. Туркин

КОМПЛЕКС МОДЕЛЕЙ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ВИДИМОСТИ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ

Для метеорологического обеспечения беспилотной авиации в районах, где не проводятся регулярные метеорологические наблюдения, требуются модели, которые при планировании маршрутов полетов, составлении полетных заданий беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) позволяют получать оценки метеорологических параметров. Наиболее сложно прогнозировать параметры, характеризующие прозрачность атмосферы, а также опасные явления, например, обледенение.

В статье для задач метеорологического обеспечения БПЛА, осуществляющих наблюдение земной поверхности в видимом диапазоне, предлагается комплекс моделей для получения оценок температуры точки росы, скорости ветра, высоты нижней границы облачности, метеорологической дальности видимости, полетной дальности видимости и возможного обледенения.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, модели прогнозирования, метеорологические условия.

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы количество беспилотных летательных аппаратов становится все больше. Этому способствуют определенные объективные предпосылки, например [1]:

- появление новых легких и прочных материалов, особенно композитных;
- быстрое развитие микроэлектронной компонентной базы;
- появление и быстрое развитие высокоэффективных возобновляемых источников питания;
- развитие спутниковых систем глобального позиционирования;
- общее развитие вычислительной техники, включая появление специальных операционных систем, интерфейсов, математического и алгоритмического обеспечения.

Одной из основных функций БПЛА является мониторинг земной поверхности, сбор измерительной и другой информации при решении следующих задач:

- видеонаблюдение с целью охраны различных объектов;
- мониторинг лесных массивов службой лесоохраны;
- патрулирование заданных зон полицией;
- наблюдение за движением на железных и шоссейных дорогах, контроль судоходства;
- контроль рыбного промысла;
- картографирование земной поверхности;
- поиск полезных ископаемых с помощью специальных средств зондирования.

Для решения перечисленных задач БПЛА оборудуются оптическими системами наблюдения, качество функционирования которых при неблагоприятных метеорологических условиях будет в той или иной степени ограничено.

Чтобы эффективно применять такие БПЛА в районах, где не проводятся регулярные метеорологические наблюдения, и в зависимости от текущих метеорологических условий формировать команды управления, нужны методы диагностики таких параметров, как высота нижней границы облачности (ВНГО), полетная дальность видимости (ПДВ), а также опасных явлений, например, возможного обледенения. Эта информация используется при формировании полетных заданий БПЛА с заблаговременностью 48–12 часов, а также в течение полета БПЛА. Облачность и полетная дальность видимости оказывают влияние на качество функционирования систем наблюдения БПЛА, а обледенение покрывает корпус БПЛА слоем

льда, что влияет как на его аэродинамические характеристики, так и на системы наблюдения с прозрачными обтекателями видеоаппаратуры. Для формирования команд управления БПЛА необходимы значения ВНГО, ПДВ и параметров обледенения на всех участках коррекции полета.

Прогнозирование перечисленных параметров атмосферы усложняется тем, что справочные модели, описывающие их распределение, отсутствуют, ряды данных наблюдений за ними прерывны, физическая связь между ними очень слаба.

В такой ситуации для разработки новой модели целесообразно воспользоваться физико-статистическими методами, так как существенным ограничением для применения других методов являлся дефицит или отсутствие фактической метеорологической информации.

Существенный вклад в развитие этих методов внесли такие известные ученые как: О.А. Дроздов, Т.В. Покровская, Л.Т. Матвеев, Р.Л. Каган, Л.С. Гандин, М.В. Заварина, Ц.А. Швер, Н.В. Кобышева, Г.Я. Наровлянский и др. Знание вероятностных характеристик полей параметров атмосферы было широко востребовано для решения задач объективного анализа этих полей. Родоначальниками этого направления в России считают И.А. Кибеля и Г.А. Пановского. За рубежом тогда были известны авторы методики объективного анализа Б. Джилкрист, Г.П. Кресмен, П. Бергторссон, Б.Р. Дёсс.

Силами этих ученых и их последователей для решения задач прогнозирования основных параметров атмосферы: температуры воздуха, давления, скорости и направления ветра были разработаны справочные модели атмосферы [2–4].

У этих моделей масса преимуществ и они широко используются на практике, но анализируя их применимость для метеорологического обеспечения БПЛА в контексте настоящей статьи, отметим ряд их недостатков [5, 6].

1. Состав параметров, описываемых моделью, всегда ограничен. Выходные параметры модели не обеспечивают полноту данных, необходимых для метеорологического обеспечения БПЛА.

2. Для многих (большинства) справочных моделей обеспечение требований полноты исходных данных по составу сопряжено со значительными трудностями.

3. Подавляющее большинство моделей жестко привязано к конкретному географическому району или времени года, что затрудняет их применение в иных условиях.

4. Чем точнее модель описывает достаточно протяженный район, тем больше времени требуется для получения результатов моделирования. Эта особенность отрицательно сказывается на оперативности метеорологического обеспечения.

Таким образом, создание комплекса новых моделей прогнозирования метеорологических условий видимости наземных объектов (далее – модель КПМУ), включающих преимущества и исключающих недостатки существующих справочных моделей геосфер является актуальной задачей для метеорологического обеспечения БПЛА в районах, где регулярные метеорологические наблюдения не проводятся.

ОПИСАНИЕ КОМПЛЕКСА МОДЕЛЕЙ

Под комплексом моделей прогнозирования метеорологических условий видимости наземных объектов понимается совокупность моделей прогнозирования высоты нижней границы облачности, метеорологической дальности видимости, полетной дальности видимости и возможного обледенения в облаках.

Прогнозирование высоты нижней границы облачности и метеорологической дальности видимости. Для построения модели прогнозирования высоты нижней границы облачности и метеорологической дальности видимости (МДВ) были исследованы вероятностные характеристики интересующих метеорологических параметров, установлена степень их связности (рис. 1).

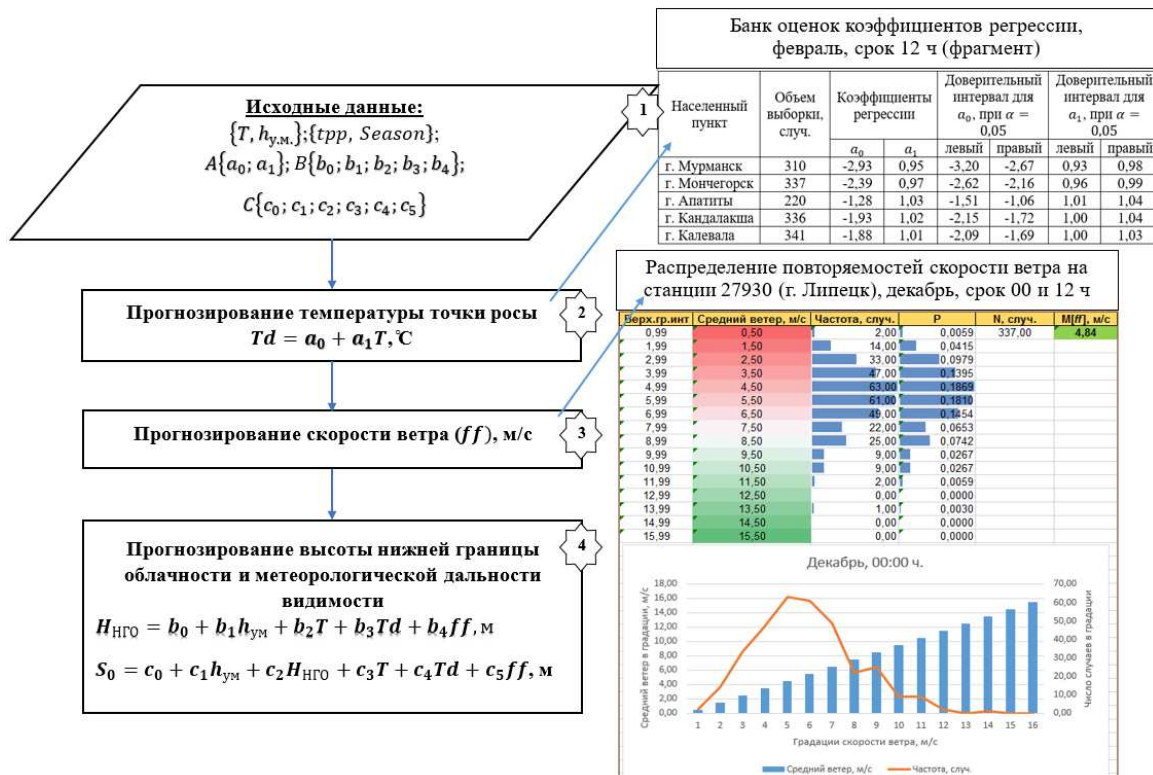


Рис. 1. Структура модели прогнозирования высоты нижней границы облачности и метеорологической дальности видимости

Дадим пояснения к рис. 1.

Чтобы вычислить ВНГО и МДВ в выражениях (блок 4), полученных исследователями в [7, 8], требуется знать температуру воздуха, температуру точки росы и скорость ветра.

Допустим, температура окружающего воздуха известна, например, с помощью датчика температуры, установленного на борту БПЛА. Кроме того, в блоке 1 задаются исходные данные: $h_{у.м.}$ – значение превышения местности над уровнем моря, м; tpp – тип подстилающей поверхности; $Season$ – время года; массивы коэффициентов линейной регрессии для выражений в блоках 2, 4.

Для прогнозирования температуры точки росы построено уравнение линейной парной регрессии (блок 2) и с его использованием насчитан банк оценок коэффициентов регрессии для различных географических районов.

Так как линейная связь между скоростью ветра и другими параметрами атмосферы слабая, то значения скорости ветра были получены по известным правилам теории вероятностей, с помощью которых для заданного района можно рассчитать эмпирические вероятности повторяемостей значений скорости ветра (блок 3).

Прогнозирование полетной дальности видимости. Под полетной дальностью видимости здесь понимается расстояние, на котором система видеонаблюдения БПЛА осуществляет мониторинг и обнаруживает объекты на земной поверхности. Она включает в свой состав горизонтальную, вертикальную и наклонную видимости.

Приведем уравнения для расчета всех составляющих полетной дальности видимости с учетом влияния высоты нижней границы облачности и метеорологической дальности видимости (МДВ).

Выражение для горизонтальной видимости на борту БПЛА на высоте $h \leq 1000$ м для условий $h \leq H_{НГО}$ позаимствовано из [8]:

$$S_g = \frac{0,24S_0 + 1,5S_{mH}}{H_{HГО}^2} h^2 - \frac{1,24S_0 + 0,5S_{mH}}{H_{HГО}} h + S_0, \quad (1)$$

где S_0 – МДВ у земли, м;

S_{mH} – МДВ на нижней границе облаков, м (по умолчанию $S_{mH} = 80$ м);

$H_{HГО}$ – ВНГО, м.

Сформулируем правило для (1).

Если рассчитанное значение $S_g \geq S_{mH}$, то БПЛА движется под облаками, если $S_g < S_{mH}$, то БПЛА движется в облаках и системе управления необходимо сформировать команду на совершение маневра по снижению в зону удовлетворительной видимости для обеспечения мониторинга земной поверхности. Значения S_0 и $H_{HГО}$ для выражения (1) рассчитываются из модели (рис. 1).

Учитывая, что для знания вертикальной и наклонной видимости необходимы данные об истинной яркости наблюдаемого фона, о коэффициенте, характеризующем состояние яркостного «насыщения» слоя помутнения в атмосфере и др., которые недоступны в режиме реального времени, необходимо разработать другой способ, менее требовательный к полноте исходных данных, но при этом удовлетворительный по точности.

Для этого предложен способ (рис. 2) определения вертикальной и наклонной видимости в зависимости от высоты нижней границы облачности и метеорологической дальности видимости.

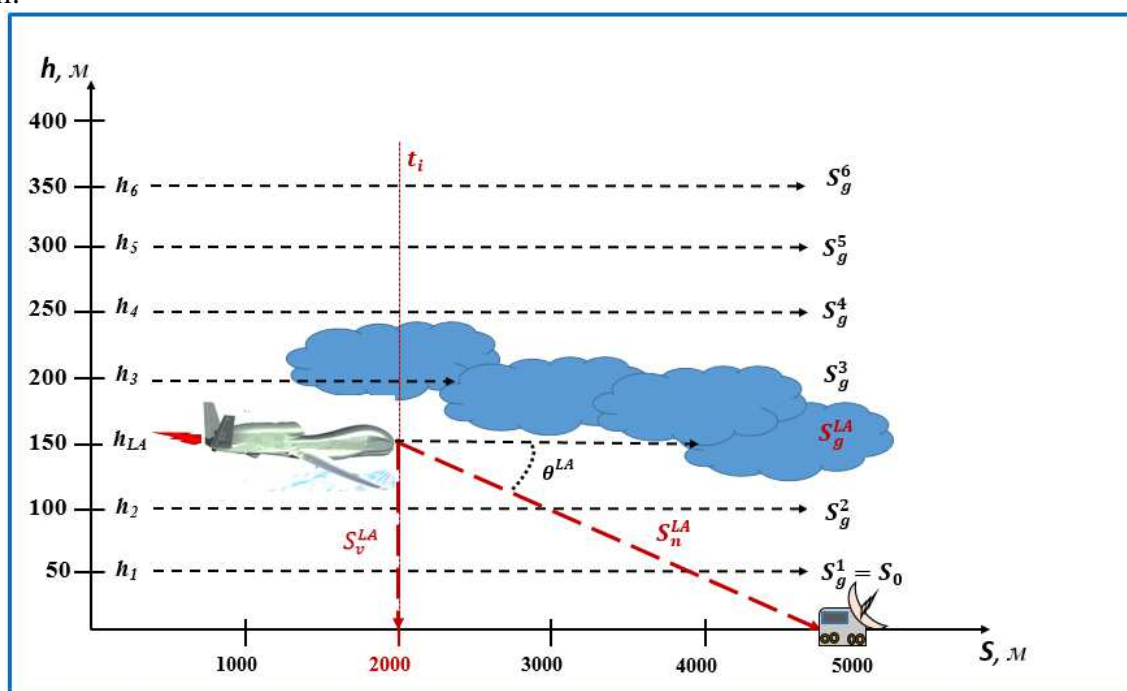


Рис. 2. Схема определения вертикальной и наклонной видимости на борту БПЛА на высоте h_{LA} в момент времени t_i

На рис. 2 h_{LA} – высота полета БПЛА, м; $h_1 \dots h_6$ – высоты условных уровней от земли с шагом 50 м, м; $S_g^{LA}, S_v^{LA}, S_n^{LA}$ – горизонтальная, вертикальная и наклонная видимости соответственно на борту БПЛА, м; $S_g^1 \dots S_g^6$ – горизонтальная видимость на условных уровнях от земли с шагом 50 м, м; θ^{LA} – угол визирования видеоаппаратуры на объект, град.

Горизонтальную видимость на борту БПЛА S_g^{LA} вычисляем по выражению (1).

Если $S_g^{LA} \geq S_{mH}$, то БПЛА движется под облаками и вертикальная видимость равна высоте его полета

$$S_v^{LA} = h_{LA}, \quad (2)$$

при условии, что атмосфера от поверхности земли до высоты полета БПЛА прозрачна и оптически однородна.

Если $S_g^{LA} < S_{mH}$, то по формуле (1) вычисляются прогностические значения S_g^j на всех нижележащих условных уровнях с заданным шагом до выполнения неравенства $S_g^{LA} \geq S_{mH}$, после чего БПЛА снижается до соответствующего уровня h_j .

В случае известных значений S_g^{LA} и заданном угле визирования на наземный объект θ^{LA} выражение для наклонной видимости примет вид

$$S_n^{LA} = \frac{S_g^{LA}}{\cos \theta^{LA}}. \quad (3)$$

В табл. 1 (фрагмент), в качестве примера, приведены рассчитанные для станции 27612 (декабрь, 12:00, объем выборки – 326 случаев, $\theta^{LA} = 40^\circ$) средние значения горизонтальной и наклонной видимости на борту БПЛА для высот полета 50, 100, 150, 200, 250 и 300 м при значениях метеорологической дальности видимости – 2000 м, и высоты нижней границы облачности – 100, 200, 300, 600, 1000 м.

Таблица 1

**Значения горизонтальной и наклонной видимости на высоте полета БПЛА,
г. Москва, декабрь, 12:00 (фрагмент)**

$S_0, \text{м}$	$H_{ngo}, \text{м}$	$S_g^{LA} (S_n^{LA}),$ м	Значения горизонтальной и наклонной видимости на борту ракеты, м					
			h_{LA} = 50 м	h_{LA} = 100 м	h_{LA} = 150 м	h_{LA} = 200 м	h_{LA} = 250 м	h_{LA} = 300 м
2000	100	S_g^{LA}	890,00	80,00				
		S_n^{LA}	1161,88	104,44				
	200	S_g^{LA}	1407,50	890,00	447,50	80,00		
		S_n^{LA}	1837,47	1161,88	584,20	104,44		
	300	S_g^{LA}	1596,67	1226,67	890,00	586,67	316,67	80,00
		S_n^{LA}	2084,42	1601,39	1161,88	765,88	413,40	104,44
	600	S_g^{LA}	1794,17	1596,67	1407,50	1226,67	1054,17	890,00
		S_n^{LA}	2342,25	2084,42	1837,47	1601,39	1376,20	1161,88
	1000	S_g^{LA}	1875,50	1754,00	1635,50	1520,00	1407,50	1298,00
		S_n^{LA}	2448,43	2289,82	2135,12	1984,33	1837,47	1694,52

Из анализа табл.1 видно, что чем ближе высота полета БПЛА к высоте нижней границе облачности при фиксированных значениях метеорологической дальности видимости и высоты нижней границы облачности, тем меньше значения горизонтальной и наклонной видимости на борту БПЛА.

В общем виде разработанная модель расчета полетной дальности видимости представлена на рис. 3.

Поясним некоторые обозначения, представленные на рис. 3:

h_{LA}^j – высота полета БПЛА на уровне j ;

○ – узел параллельных вычислений вертикальной и наклонной видимости.

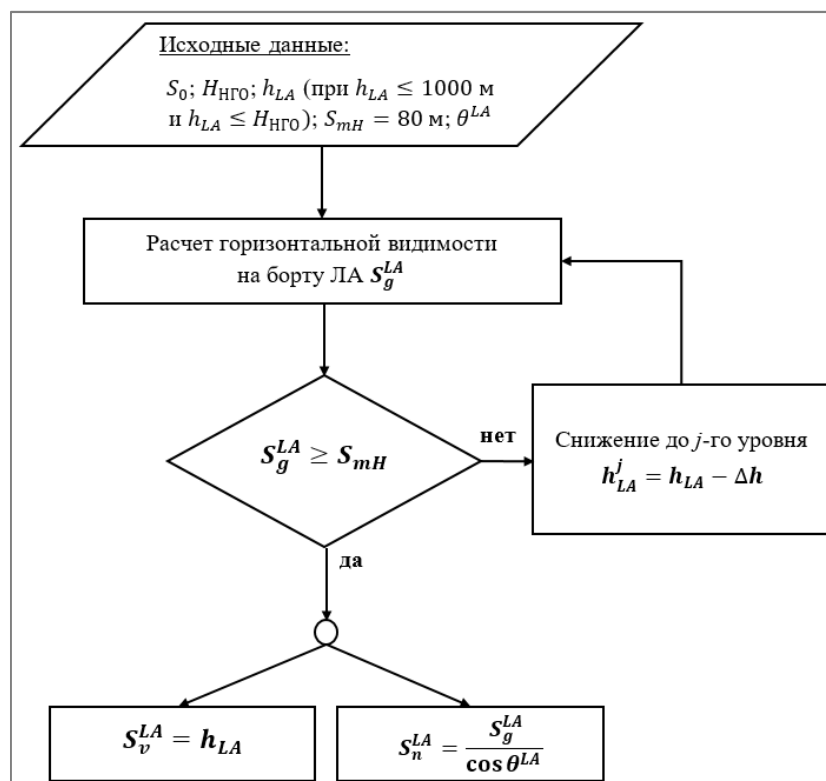


Рис. 3. Модель расчета полетной дальности видимости на борту БПЛА

Прогнозирование обледенения. Под обледенением летательных аппаратов (ЛА) понимается процесс отложения льда на их конструкции. С учетом преимуществ и недостатков существующих методов прогнозирования обледенения была построена модель прогнозирования обледенения, описание которой опубликовано в [9] и здесь приводиться не будет.

Общий подход к прогнозированию обледенения таков, что вначале с использованием исходных данных вычисляются недостающие метеорологические параметры, затем последовательно вычисляются (рис. 4):

- вероятность обледенения БПЛА;
- интенсивность обледенения БПЛА (при его наличии);
- степень влияния обледенения на БПЛА.

Дадим пояснения к рис. 4.

К исходным данным модели, помимо перечисленных ранее, относятся высота и скорость полета БПЛА, время полета БПЛА в зоне обледенения, кинетический нагрев поверхности БПЛА.

В блоке № 1 содержатся исходные данные модели. В блоке № 2 производятся вычисления недостающих данных модели (дефицит, относительная влажность, температура насыщения над льдом) для использования комбинации условий возможного обледенения (КУВО). В блоке № 3 на основе КУВО определяются вероятность возникновения обледенения. В блоке № 4 если вероятность возникновения обледенения $< 0,1$ (статистическая погрешность), то делается вывод, что обледенение отсутствует. Если значение $> 0,1$, то обледенение возможно, и необходимо перейти к определению его интенсивности. В блоке № 5 с помощью комбинации условий интенсивности обледенения (КУИО) определяются температура лобовых и боковых частей БПЛА, а также интенсивность их обледенения с соответствующей вероятностью. В блоке № 6 использование комбинации условий возможного обледенения летательного аппарата (КУВО ЛА) позволит определить степень обледенения БПЛА в мм в интервале от минимальных до максимальных значений.

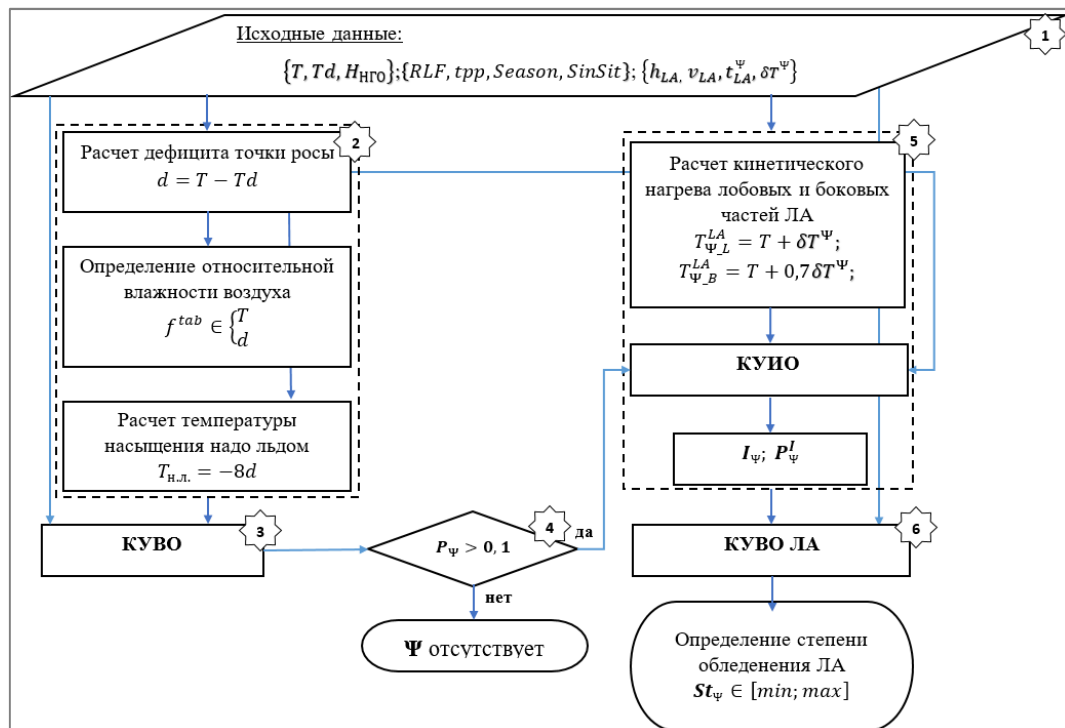


Рис. 4. Модель прогнозирования обледенения БПЛА

Таким образом, учитывая полученные результаты, автором предложен комплекс моделей (рис. 5) прогнозирования метеорологических условий видимости наземных объектов для территории, неосвещенной метеорологической информацией.

Рассмотрим элементы этого комплекса.

В блоке № 1 приведены исходные данные для реализации модели. В блоке № 2 для получения значений температуры точки росы применяется модель парной регрессии. В блоке № 3 вычисляются значения скорости ветра с помощью модели распределения повторяемостей скорости ветра.

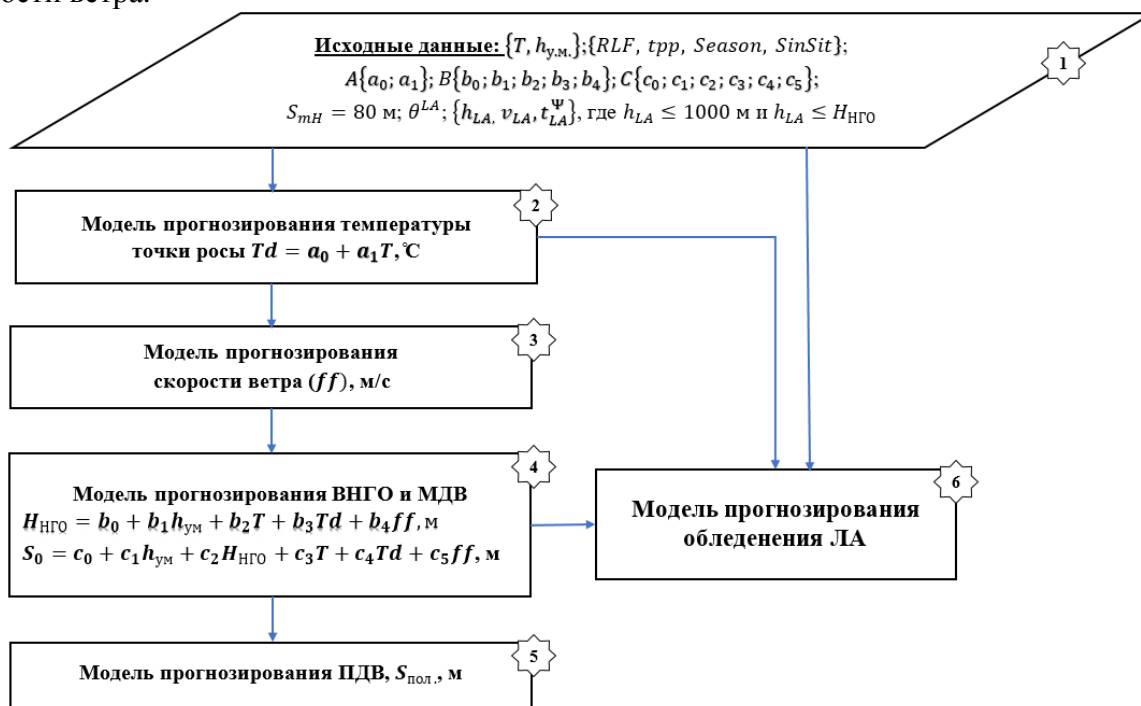


Рис. 5. Структура комплекса моделей прогнозирования метеорологических условий видимости наземных объектов

В блоке № 4 вычисляются значения высоты нижней границы облачности и метеорологической дальности видимости у земли. В блоке № 5 рассчитываются значения полетной дальности видимости. В блоке № 6 реализуется модель прогнозирования обледенения ЛА.

Основные алгоритмы модели КПКУ реализованы в программном комплексе, разработанном с участием автора настоящей работы, и защищены охранными документами на результаты интеллектуальной деятельности [10–13].

ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА МОДЕЛЕЙ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ВИДИМОСТИ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ

В ходе оценивания качества разработанных моделей, входящих в комплекс, проведены расчеты для различных районов: г. Москва, г. Липецк, г. Воронеж, г. Пермь, г. Мурманск, Республика Карелия, г. Санкт-Петербург, г. Калининград, г. Сочи.

Для примера ниже представлены оценки качества моделей прогнозирования температуры точки росы, ВНГО и МДВ (рис. 6).

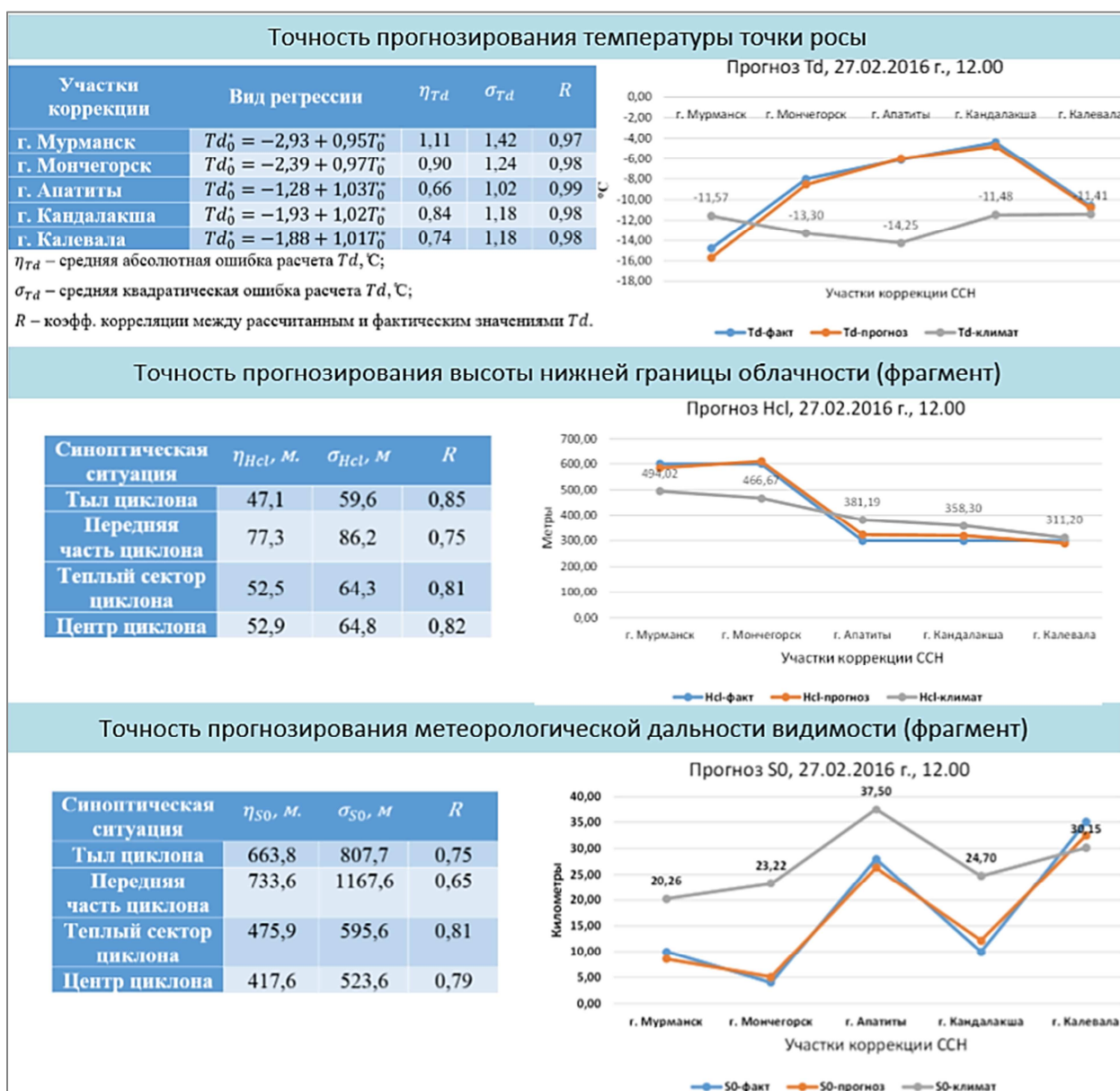


Рис. 6. Оценки качества моделей прогнозирования Td , $H_{НГО}(H_{cl})$ и S_0

Из анализа рис. 6 видно следующее:

– модель прогнозирования температуры точки росы пригодна для использования на практике;

– прогностические значения $H_{НГО}$ и S_0 практически совпадают с фактическими и резко отличаются от климатических средних.

Модель расчета полетной дальности видимости на борту БПЛА (см. рис. 3) включает в себя прогностические значения ВНГО и МДВ, поэтому качество этой модели будет определяться точностью прогноза значений этих параметров.

Оценки значений горизонтальной и наклонной видимости на борту БПЛА с высот 50–300 м для различных сочетаний метеорологической дальности видимости и высоты нижней границы облачности представлены в табл. 1 (фрагмент).

С использованием модели прогнозирования обледенения [9] были получены оценки параметров обледенения БПЛА: вероятность наличия/отсутствия обледенения лобовой и боковой частей; интенсивность обледенения и соответствующая вероятность обледенения такой интенсивности степень обледенения БПЛА при его наличии.

Оценки степени обледенения БПЛА на примере района г. Мурманск представлены в табл. 2 для скорости БПЛА 200 км/ч.

Таблица 2

Оценки параметров обледенения. Мурманск, февраль

ВНГО, м	Вероятность обледенения, %		Интенсивность обледенения, мм/мин	Вероятность интенсивности обледенения, %		Время полета в зоне обледенения, мин.		Степень обледенения БПЛА в зоне, мм	
	лобовой части	боковых частей		лобовой части	боковых частей	50 км	150 км	50 км	150 км
100	35,7	64,2	1,5 (сильное)	14,3	21,4	15	45	22,5	67,5
			1,0 (умеренное)	21,4	42,8			15,0	45,0
			0,5 (слабое)	—	—			—	—
200	33,3	61,1	1,5 (сильное)	—	22,2			22,5	67,5
			1,0 (умеренное)	33,3	38,9			15,0	45,0
			0,5 (слабое)	—	—			—	—
300	3,0	7,2	1,5 (сильное)	—	0,8			22,5	67,5
			1,0 (умеренное)	3,0	6,4			15,0	45,0
			0,5 (слабое)	—	—			—	—

Из анализа табл. 2 следует, что, например, при ВНГО, равной 100 м, вероятность обледенения лобовых частей БПЛА составляет почти 36 %, а боковых – 64 %, что при полете в зоне сильного обледенения размером 50 км составит 22,5 мм льда, а в зоне 150 км – 67,5 мм льда на поверхности БПЛА. Это не позволит ему осуществлять мониторинг и обнаруживать объекты на земной поверхности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный комплекс моделей прогнозирования метеорологических условий видимости наземных объектов при подготовке полетных заданий БПЛА обеспечит выбор оптимальных траекторий его полета, а непосредственно в автономном полете – позволит скорректировать команды управления БПЛА и условия их выдачи.

Другими словами, реализация такого комплекса моделей в виде алгоритмов и программ в бортовом блоке управления БПЛА позволит расширить его маневренные возможности в сложных метеорологических условиях, повысить устойчивость и точность процессов управления.

Список используемых источников

1. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / В.С. Фетисов, Л.М. Неугодникова, В.В. Адамовский, Р.А. Красноперов. – Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с.
2. Атмосфера: справочник (справочные данные, модели). – Л.: Гидрометеиздат, 1991. – 508 с.
3. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. Издание официальное. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 180 с.
4. ГОСТ 24631–81. Атмосферы справочные. Параметры. – М.: Изд-во стандартов, 1982. – 30 с.
5. Туркин А.А., Алёхин С.Г., Шемелов В.А. Метод статистического построения справочной модели геосфер военного назначения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского. – 2013. – Вып. 640. – С. 161–170.
6. Разработка специализированных справочных моделей геосфер для решения задач видов и родов войск Вооруженных сил Российской Федерации на этапах полугодового, годового и перспективного планирования: отчет о НИР [шифр «Создатель» (промежуточный)] / рук. В.А. Шемелов. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2011. – 61 с.
7. Дорофеев В.В., Степанов А.В., Гедзенко Д.В. Научно-методический подход к расчету полетной дальности видимости для аэронавигации по правилам визуальных полетов // Навигация и гидрография. – 2016. – № 44. – С. 86–92.
8. Дорофеев В.В. Наклонная дальность видимости в сложных метеорологических условиях: дис. ... д-ра геогр. наук. – Воронеж. : ВВВАИУ, 2007. – 306 с.
9. Статистическое оценивание вероятности возникновения обледенения в атмосфере на основе схемы комбинации условий / А.А. Туркин, С.Г. Алёхин, Ю.В. Кулешов, В.А. Шемелов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 655. – С.54–69.
10. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2014662188 Российская Федерация. Программный компонент моделирования физико-статистических связей параметров атмосферы и установления функциональных зависимостей / Туркин А.А., Алёхин С.Г., Шемелов В.А.; заявитель и правообладатель ВКА имени А.Ф. Можайского. – №2014619765; заявл. 30.09.2014; опубл. 25.11.2014.
11. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2015613242 Российская Федерация. Программный компонент формирования выборки значений результатов аэрологических наблюдений для статистического анализа / Туркин А.А., Алёхин С.Г., Семенов В.В., Чувиров А.А.; заявитель и правообладатель ВКА имени А.Ф. Можайского. – №2015610124; заявл. 12.01.2015; опубл. 10.03.2015.
12. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2017613049 Российская Федерация. Программный компонент выбора, обновления и сортировки синоптических и аэрологических станций базы данных метеорологических наблюдений / Туркин А.А., Алёхин С.Г., Семенов В.В., Чувиров А.А.; заявитель и правообладатель ВКА имени А.Ф. Можайского. – № 2017610365; заявл. 08.01.2017; опубл. 09.03.2017.
13. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2017613309 Российская Федерация. Программный компонент расчета вероятности применения военной техники в метеорологических условиях различной степени сложности / Туркин А.А., Алёхин С.Г., Семенов В.В., Чувиров А.А.; заявитель и правообладатель ВКА имени А.Ф. Можайского. – 2017610379; заявл. 18.01.2017; опубл. 15.03.2017.

В.Н. Алдохина,
*кандидат физико-математических наук,
доцент;*
Д.В. Климов;
Н.А. Куприянов;
С.В. Логунов,
кандидат техн. наук;
Д.А. Рогов,
кандидат техн. наук, доцент

МОДЕЛЬ ФОТОМЕТРИРОВАНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА НАЗЕМНЫМ ОПТИЧЕСКИМ СРЕДСТВОМ

Современные средства вычислительной техники и программные продукты позволяют провести моделирование и визуализацию различных процессов, например процесса фотометрирования искусственного спутника Земли с помощью наземного оптического средства. В ходе моделирования спутник представляется в виде набора цилиндрических, конических, сферических и плоских поверхностей. Для моделирования характеристик солнечного излучения, отраженного от поверхности искусственного спутника Земли, в видимом спектральном диапазоне длин волн используются аналитические выражения И.Г. Ламберта и В.Т. Фонга, позволяющие оценить величину регистрируемого блеска в зависимости от характера отражения и формы отражающей поверхности, а также методы теоретической фотометрии и методы, применяемые для моделирования объектов выпуклой формы.

Ключевые слова: геостационарная орбита, наземное оптическое средство, искусственный спутник Земли, фотометрическая кривая блеска.

ВВЕДЕНИЕ

Активно действующие спутники могут маневрировать (дрейфовать), непредсказуемо изменяя свое положение на орбите и создавая неоднозначность получаемых результатов наблюдений. Особенно это актуально для искусственных спутников Земли (ИСЗ), находящихся в геостационарной области (ГСО) и играющих важную роль в международной космической деятельности. В связи с большой удаленностью орбит геостационарные спутники (ГСС) в настоящее время способны контролировать лишь наземные оптические средства (НОС).

В ходе решения различных задач контроля околоземного космического пространства (ОКП) с помощью НОС возникает необходимость получения не только координатной информации (КИ) о наблюдаемых спутниках, но и их отдельных характеристик в виде некоординатной информации (НКИ), позволяющей определить конструктивные особенности и тип ИСЗ. Наиболее распространенным видом НКИ является фотометрическая кривая блеска (ФКБ), получаемая НОС в видимом спектральном диапазоне длин волн. Исходя из того, что многие ГСС выполнены на одной космической платформе, различаясь между собой лишь навесным оборудованием, можно считать, что количество типов запускаемых спутников ограничено и каждый из них характеризуется собственным фотометрическим портретом – специфической информацией зависимости блеска от ориентации ГСС относительно источника подсветки (Солнца) и НОС.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

До настоящего времени обучающиеся изучали особенности фотометрирования ИСЗ, а также вопросы обработки и анализа ФКБ с целью определения зависимости ее формы от конструктивных особенностей спутников с помощью программных реализаций, выполненных в пакетах *Excel* или *Mathcad*. И хотя применение этих программ уменьшает время, используемое на громоздкие вычисления и построения, позволяя решить поставленные задачи обучения, все

же средства наглядности были сформированы не в полной мере. Поэтому была поставлена задача – на основе методики оценки ФКБ разработать модель фотометрирования ГСС с целью ее анализа для определения конструктивных особенностей спутника.

Разработанная модель фотометрирования ИСЗ позволяет оценить ФКБ, полученную в видимом спектральном диапазоне длин волн. Порядок запуска модели определяется формой программной реализация модели в виде локального приложения. Конструктивные особенности исследуемой модели спутника задаются с помощью формы «Панель управления» для ввода входной (начальной) информации.

Порядок управления работой модели предполагает выполнение следующих этапов:

а) выбор наблюдаемой модели из ранее разработанного перечня моделей:

– форма примитива (цилиндр, конус, четыре плоскости);

– совокупность примитивов (цилиндр и конус, цилиндр и четыре плоскости, конус и четыре плоскости);

– ИСЗ;

б) настройка параметров модели:

– выбор значения углов поворота выбранной модели (примитив, поверхность или ИСЗ) относительно НОС по каждой из строительных осей x , y , z его конструкции, $[0-360^\circ]$;

– выбор значения скорости вращения выбранной модели (примитив, поверхность или ИСЗ) относительно НОС по каждой из строительных осей x , y , z , $[0-9999]$ отн. ед.];

– задание удаленности наблюдаемой модели (примитив, поверхность или ИСЗ) от НОС;

в) настройка параметров источника подсветки (Солнца):

– выбор значения углов положения Солнца x , y , z относительно выбранной модели (примитив, поверхность или ИСЗ), $[0-360^\circ]$;

– выбор значения скорости движения Солнца относительно наблюдаемой модели (примитив, поверхность или ИСЗ) по каждой из осей x , y , z , $[0-9999]$ отн. ед.];

г) отображение результатов: просмотр результатов фотометрирования выбранной модели (примитив, поверхность или ИСЗ) в интегральном свете, [зв. вел.].

Выходными данными разработанной модели являются значения блеска ГСС.

ПРОВЕДЕНИЕ РАСЧЕТОВ

В работе представлен авторский подход к вопросу реализации построения орбиты ИСЗ в виде компьютерной модели с использованием среды графического программирования *LabVIEW* [9], а также фотометрирования ГСС с помощью компьютерной модели, выполненной на языке программирования *Delphi* и *Visual Basic*. При разработке компьютерной модели на основе анализа литературы по фотометрированию с помощью языка *Delphi* были созданы динамически подключаемые библиотеки (*Dynamic-LinkLibrary*), которые вызываются созданным с помощью языка *Visual Basic* приложением [5]. Причинами широкого распространения пакета *LabVIEW* и языков *Delphi*, *Visual Basic* являются возможности не только проводить измерения, анализировать измеренные величины, отображать их на графиках и в отчетах, но и осуществлять управление процессами, используя программируемые логические контроллеры.

Построение модели орбиты ИСЗ осуществляется следующим образом. Движение спутника определено, если известны его элементы орбиты: большая полуось a , эксцентриситет e , наклонение i , угол перигея ω , угол восходящего узла Ω и время t_{π} прохождения через перигей [10]. За основную плоскость, относительно которой определяется плоскость орбиты, принимается плоскость земного экватора. Блок-диаграмма виртуального прибора построения орбиты ИСЗ представлена на рис. 1. Для простоты представления на рисунке не показаны блоки, отвечающие за дополнительные построения (экваториальную плоскость, направление на точку весеннего равноденствия, линию узлов и линию апсид). Всю рабочую область можно условно разделить на три блока, пронумерованные на рисунке: блок ввода исходных данных, вычислительный блок, блок построения изображения.

Блок 1 (ввод исходных данных). Задаются элементы орбиты ИСЗ и масштабирующий коэффициент (последний по умолчанию равен 1).

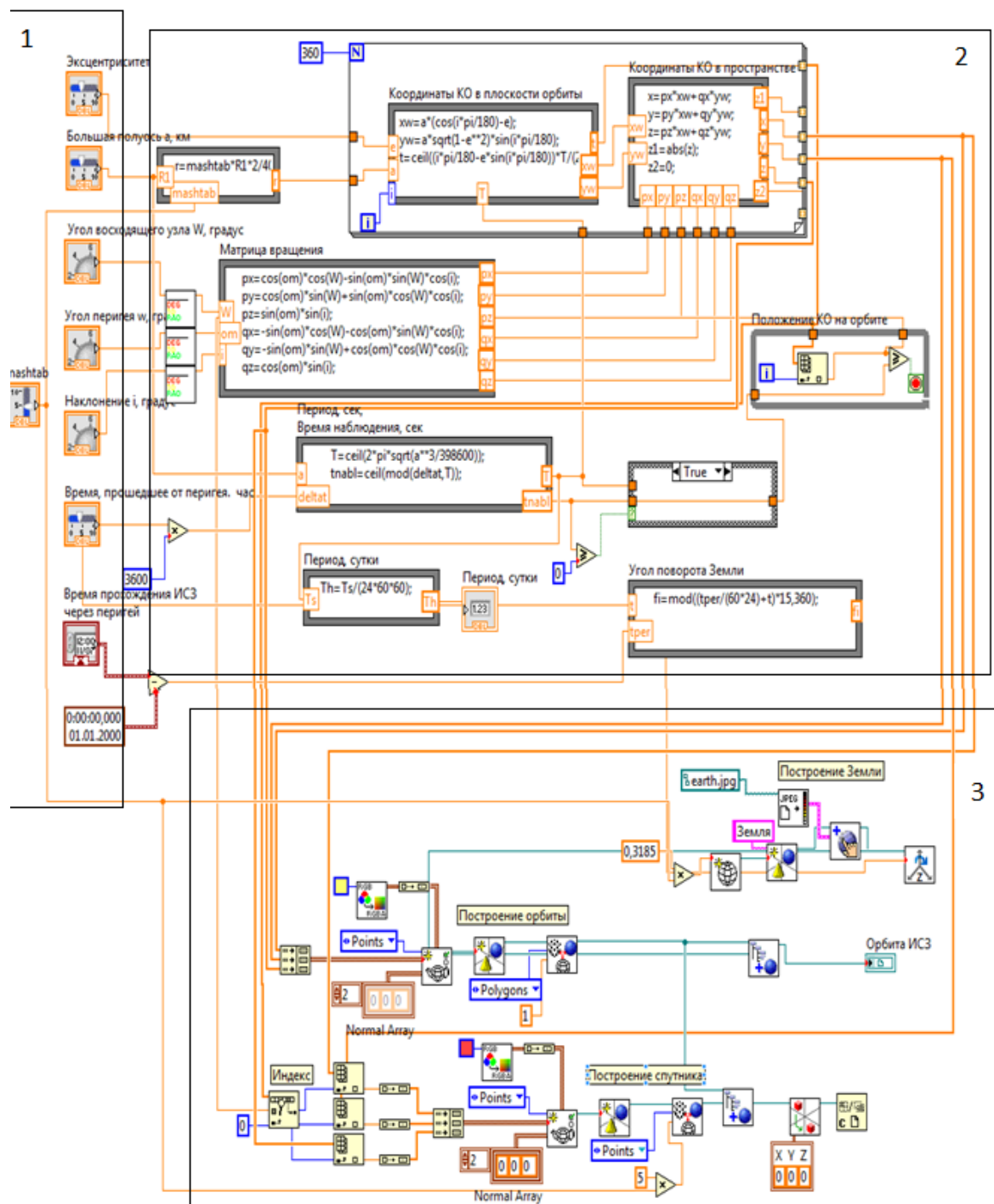


Рис. 1. Блок-диаграмма виртуального прибора построения орбиты ИСЗ

Блок 2 (вычислительный). Как известно [3], координаты (x_j, y_j, z_j) точек орбиты в абсолютной геоцентрической системе координат рассчитываются по формулам:

$$\begin{pmatrix} x_j \\ y_j \\ z_j \end{pmatrix} = M \cdot \begin{pmatrix} a(\cos j - e) \\ a\sqrt{1 - e^2} \sin j \\ 0 \end{pmatrix},$$

где $j = 1^0, \dots, 360^0$;

$$M = \begin{pmatrix} \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i & -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega \cos i & 0 \\ \cos \omega \sin \Omega - \sin \omega \cos \Omega \cos i & -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega \cos i & 0 \\ \sin \omega \sin i & \cos \omega \sin i & 0 \end{pmatrix}.$$

Вычисление координат точек орбиты в представляемом приборе производится с помощью структуры *ForLoop* (структура цикла *for...do...*). Положение ИСЗ на орбите вычисляется с помощью структуры *WhileLoop*, при этом осуществляется перебор по всем точкам орбиты и находится нужная, соответствующая времени прохождения ИСЗ через перигей.

Матрица вращения M , период обращения ИСЗ вокруг Земли и угол поворота Земли на текущее время находятся один раз с помощью структуры *FormulaNode*. Структура *Case* позволяет привести текущее время в секундах в промежуток от 0 до T (T – период).

Блок 3 (блок построения). В этом блоке происходит построение трех объектов: объемного изображения Земли, точек орбиты, положения спутника на орбите. Орбита выводится на экран как массив точек. Положение ИСЗ на орбите отмечено точкой красного цвета, а Земля изображается сферой с «натянутой» на нее картой.

На лицевой панели (рис. 2) предусмотрены два блока данных: входные и выходные. Для отображения входных данных были выбраны «ползунки» и «вращающиеся ручки». Значения большой полуоси a , эксцентриситета e и времени нахождения ИСЗ на орбите $t_{\text{тек}}$, прошедшего от времени перигея, отображаются в виде «ползунков». Границы изменения большой полуоси задаются от 6,5 тыс. км до 40 тыс. км, эксцентриситета – от 0 до 0,999 (только эллиптические орбиты), времени $t_{\text{тек}}$ – от 0 до 24 ч.

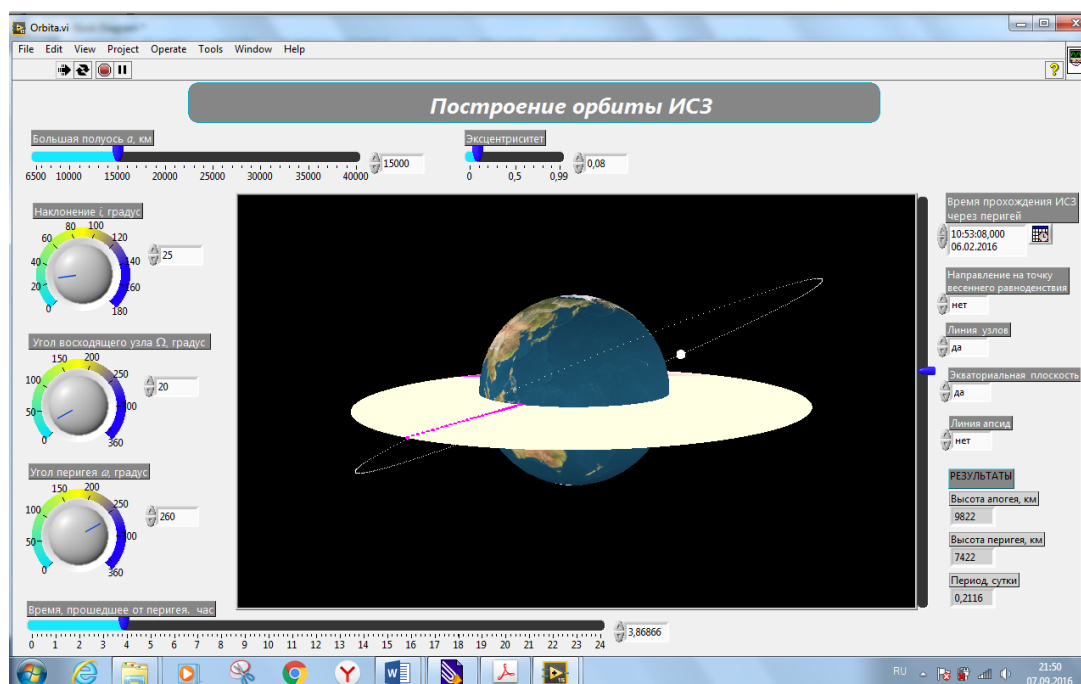


Рис. 2. Лицевая панель виртуального прибора построения орбиты ИСЗ

Для отображения угловых параметров предусмотрены «вращающиеся ручки». Границы изменения наклона орбиты i задаются от 0° до 180° , долготы восходящего узла Ω и аргумента перигея ω – от 0° до 360° . Время перигея $t_{\text{пер}}$ задается в формате «ЧЧ:ММ:СС, День. Месяц. Год». Для того, чтобы выбрать дополнительные построения, предусмотрены меню с вариантами ответа «да» или «нет». Меню предлагаются для выбора построения или непостроения направления на точку весеннего равноденствия, линии узлов, экваториальной

плоскости, линии апсид. Выходными данными модели являются: числовые значения высот апогея и перигея (км), периода ИСЗ (в правой части экрана), измеряемого в часах, а также объемное изображение орбиты спутника на фоне земного шара.

Разработанный виртуальный прибор позволяет наглядно проследить, как именно меняется пространственное расположение ИСЗ на орбите, если изменить ее угловые характеристики, например, значения большой полуоси и эксцентриситета [1]. При этом картинка становится наиболее наглядной, если на плоскость орбиты смотреть сверху. Изменять значения начальных данных можно, непрерывно передвигая «ползунки» и «вращающиеся ручки» или непосредственно вводя числовые значения. Важно отметить, что у каждого числового параметра есть числовая панель для ввода точных значений. Для увеличения или уменьшения общего изображения орбиты ИСЗ предусмотрен масштабирующий «ползунок» справа от окна вывода.

Оптические методы наблюдения имеют ограничения и требуют наличия прямой видимости между оптическим средством и спутником, а также их определенного взаимного расположения относительно Солнца [7]. Спутник, попадающий в зону действия НОС, может быть обнаружен при условии, что его поверхность подсвечивается потоком солнечного излучения. Рассмотрим возможность выполнения условий обнаружения ГСС с помощью НОС, когда в течение времени сопровождения спутник находится в зоне действия средства, не попадая в область тени Земли (рис. 3).

Геометрические расчеты показывают, что тень Земли заканчивается на расстоянии $\approx 1,38$ млн. км от центра Земли. При этом важно помнить, что зона действия НОС – верхняя полусфера ОКП, ограниченная углом места 30° , что связано с поглощением отраженного от поверхности ГСС солнечного света в земной атмосфере. Выполнение условия подсветки ГСС потоком солнечного излучения и его непопадание в тень Земли могут быть смоделированы следующим образом [6].

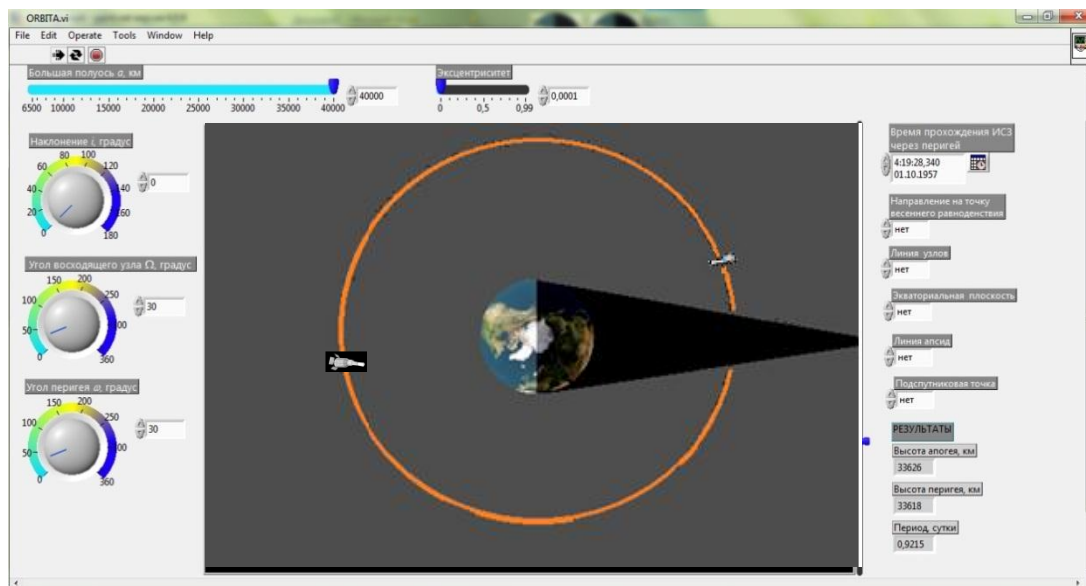


Рис. 3. Условия оптической видимости ИСЗ (масштаб не соблюден)

На рис. 4 точкой M обозначено место в пространстве, в котором сходятся лучи, образующие солнечный терминатор. При попадании орбиты ГСС в тень Земли ($\Delta K K_1 M$) он не будет подсвечен Солнцем и НОС не сможет обнаружить его ввиду отсутствия отраженного от его поверхности оптического сигнала [8].

Линия $O_c M$ проходит через центры Земли, Солнца и точку M . Угловой размер солнечного терминатора равен 2ξ . Линии ON и OO_c являются радиусами-векторами из центра Земли на ГСС и Солнце соответственно. Радиус Земли составляет $R_3 = OK = OK_1$. Отрезок $O_2 O_c = OK$, а отрезок $O_2 K = -O_c O$. Угол $\angle MON$, между радиусом-вектором на ГСС и линией OM , обозначим $\gamma = \pi - \gamma_1$,

где γ_r – центральный угол (угол между направлениями, проведенными из центра Земли на спутник и центр Солнца). Радиус Солнца $R_c = O_c O_1$. Отрезком CC_1 обозначим кратчайшее расстояние от ГСС до линии OM в момент его вхождения в зону солнечного терминатора. Отрезок C_1N – это расстояние от текущего положения ГСС (точка N) до линии OM . Он определяется зависимостью

$$C_1N = |\vec{\rho}_{ГСС}| \cdot \sin \gamma,$$

где $\vec{\rho}_{ГСС}$ – радиус-вектор, определяющий положение ГСС относительно центра Земли.

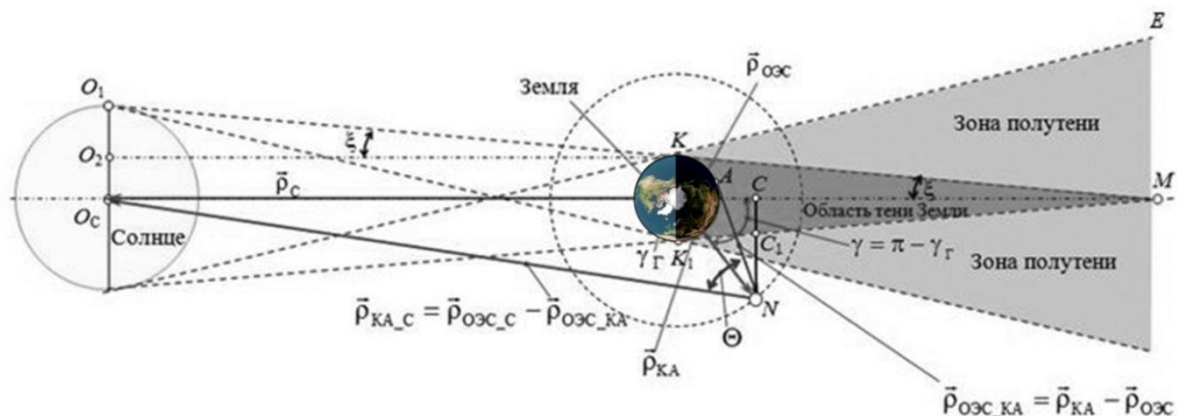


Рис. 4. Условия видимости ГСС (масштаб не соблюден)

Если расстояние C_1N меньше расстояния C_1C , то наблюдаемый спутник попадает в тень Земли и не может быть обнаружен НОС. Возможность обнаружения ГСС возникает при определенном значении фазового угла Θ , позволяющего обеспечить прием потока солнечного излучения, отраженного от его поверхности. Фазовый угол является углом между направлениями, проведенными от точки A (точка стояния НОС) в точку N и от точки N в точку O_c . Величина фазового угла Θ зависит только от положения ГСС относительно Солнца и НОС. Отрезок C_1C , определяющий условия видимости ГСС, найдем из соотношения сторон двух подобных прямоугольных треугольников ΔOK_1M и ΔC_1CM . Из пропорции $\frac{OK_1}{CC_1} = \frac{OM}{C_1M}$ находим, что $CC_1 = \frac{OK_1 \cdot C_1M}{OM}$, где $C_1M = OM - OC_1$, при $OC_1 = |\vec{\rho}_{ГСС}| \cos \gamma$. Окончательно получаем $CC_1 = R_3 - |\vec{\rho}_{ГСС}| \cdot \cos \gamma \cdot \operatorname{tg} \xi$. Таким образом, если выполняется условие

$$|\vec{\rho}_{ГСС}| \cdot \sin \gamma > R_3 - |\vec{\rho}_{ГСС}| \cdot \cos \gamma \cdot \operatorname{tg} \xi,$$

то ГСС не входит в зону солнечного терминатора и может быть обнаружен НОС.

В дальнейшем по обнаруженному спутнику важно получить не только измерения его углового положения, но и некоординатную информацию, например фотометрическую. Получение фотометрической информации является простой технической задачей, а так как получение значения блеска наблюдаемого ИСЗ не связано с необходимостью использования специальной аппаратуры, то фотометрические каналы дополняют все современные НОС траекторных измерений. Достоинством фотометрической информации является возможность ее получения и использования по всем ИСЗ, независимо от высот их орбит. Работающие в пассивном режиме НОС фиксируют величину светового потока, пропорциональную величине освещенности входного зрачка оптической системы, создаваемой отраженной от поверхности ИСЗ энергией Солнца. Зафиксированный с выхода фотопреобразователя в течение заданного временного интервала фотометрирования сигнал представляет собой кривую, вид которой представлен на рис. 5.

Зарегистрированную временную реализацию выходного сигнала фотометрического устройства называют фотометрической кривой. Основной целью фотометрических наблюдений ГСС является определение его параметров за счет измерения флуктуации блеска, которые несут информацию о форме и конструктивных особенностях ИСЗ, его физических и оптических характе-

ридиках, динамике вращения, ориентации в пространстве, а также изменении этих параметров. Решение фотометрической задачи заключается в определении формы, размеров и оптических свойств поверхности ГСС по известному распределению яркости рассеянного им солнечного света. Важным моментом в решении этой задачи является полнота исходного фотометрического материала, т.е. наличие длинных рядов фотометрических наблюдений НОС, а также высокая точность измерения блеска ГСС, что не всегда удается получить. Поэтому решение данной задачи может проводиться путем прямого сопоставления наблюдаемых ФКБ с целью определения формы и ориентации ИСЗ с вычисленными кривыми изменения блеска, получаемыми методами физического или математического (компьютерного) моделирования.

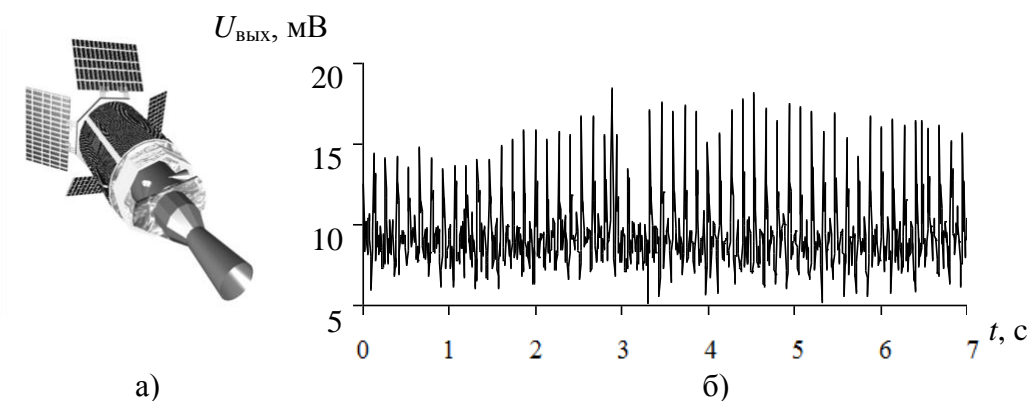


Рис. 5. Типовой ГСС [2]:

а – предполагаемый внешний вид типового ГСС;
б – фотометрическая кривая блеска типового ГСС

Большинство существующих методов определения ориентации ИСЗ в значительной степени опираются на знание их формы и конструктивных особенностей, которые могут быть заданы с помощью набора простейших примитивов (табл. 1).

Таблица 1

Различные формы элементов конструкции спутника

№ п/п	Типовые элементы конструкции спутника	Внешний вид элемента
1	Цилиндр	
2	Усеченный конус (конус)	
3	Призменная поверхность > 4-х граней	
4	Поверхность < 4-х граней	

Оценка величины светового потока, рассеянного поверхностью ГСС и создаваемого в апертурной плоскости НОС освещенности $E_{ГСС}$, осуществляется по следующей методике. Полагаем, что Солнце создает на поверхности ГСС, перпендикулярной направлению падения лучей, освещенность E_0 . Отражающие свойства поверхности ГСС характеризуются коэффициентом диффузного отражения ρ , равным истинному альбедо. Направление от центра ГСС на Солнце вдоль оси z является единичным вектором \vec{r}_1 , совпадающим по направлению с радиусом-вектором $\vec{r}_{ГСС-С}$ в прямоугольной системе координат ГСС (рис. 6). Направление на НОС является единичным вектором \vec{r}_2 . Угол между векторами \vec{r}_1 и \vec{r}_2 является фазовым углом Θ .

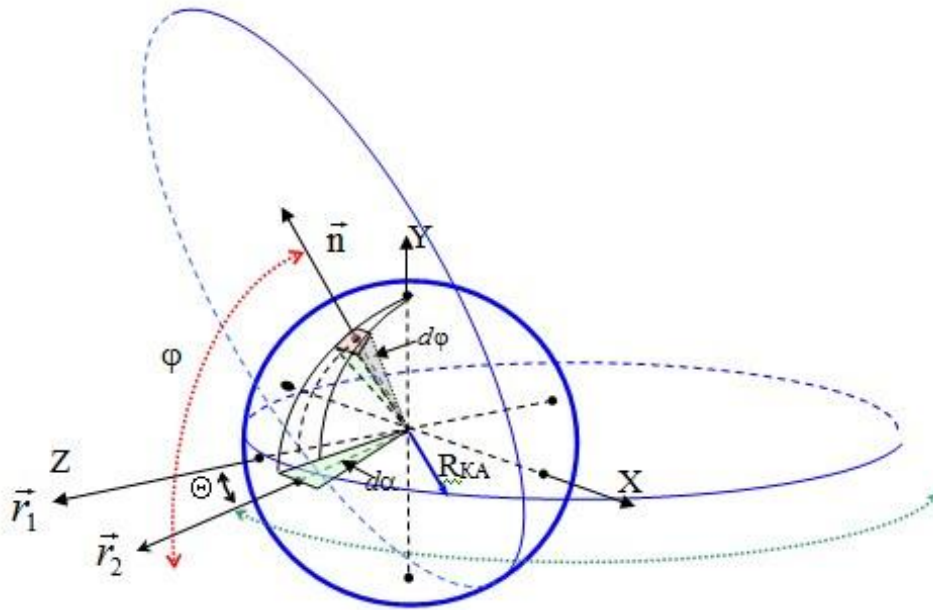


Рис. 6. Прямоугольная система координат ГСС

Выделив на поверхности ГСС единичную площадку dS (элемент поверхности), направление нормали к ней определим единичным вектором \vec{n} . Размер единичной площадки dS составит

$$dS = R_{ГСС}^2 \cdot \cos\phi d\phi d\alpha. \quad (1)$$

Рассеянной единичной площадкой солнечная энергия, в силу закона Ламберта, создает в апертурной плоскости НОС освещенность

$$dE = \frac{E_C \cdot \rho \cdot \tau_a \cdot dS \cdot (\vec{r}_1 \cdot \vec{n}) (\vec{r}_2 \cdot \vec{n})}{\pi \cdot D_{ГСС}^2}, \quad (2)$$

где $(\vec{r}_1 \cdot \vec{n})$ – скалярное произведение единичных векторов \vec{r}_1 и \vec{n} , равное косинусу угла между векторами;

$(\vec{r}_2 \cdot \vec{n})$ – скалярное произведение единичных векторов \vec{r}_2 и \vec{n} ;

$D_{КА}$ – расстояние от ГСС до НОС;

ρ – истинное альбедо ГСС;

τ_a – коэффициент пропускания излучения атмосферой.

Определим направляющие косинусы (проекции единичных векторов \vec{r}_1 , \vec{r}_2 и \vec{n} на оси x , y , z системы координат ГСС):

$$\begin{aligned} r_{1x} &= 0; & r_{1y} &= 0; & r_{1z} &= 1; \\ r_{2x} &= \sin\Theta; & r_{2y} &= 0; & r_{2z} &= \cos\Theta; \\ n_x &= \cos\phi \cdot \cos\alpha; & n_y &= \sin\phi; & n_z &= \cos\phi \cdot \sin\alpha. \end{aligned} \quad (3)$$

Скалярные произведения единичных векторов будут равны:

$$\begin{aligned}(\vec{r}_1 \cdot \vec{n}) &= r_{1x} \cdot n_x + r_{1y} \cdot n_y + r_{1z} \cdot n_z = \cos\varphi \sin\alpha; \\ (\vec{r}_2 \cdot \vec{n}) &= r_{2x} \cdot n_x + r_{2y} \cdot n_y + r_{2z} \cdot n_z = \cos\varphi \cdot \sin(\Theta + \alpha).\end{aligned}\quad (4)$$

Поверхность ГСС, подсвеченная Солнцем, создает освещенность, величина которой может быть оценена путем интегрирования по переменным α и φ . Следовательно,

$$E_{\text{ГСС}} = \int_{\alpha} \int_{\varphi} dE \cdot d\alpha \cdot d\varphi. \quad (5)$$

Пределы интегрирования по углу α определим от 0° до $(180^\circ - \Theta)$.

Подставим формулы (1) и (4) в зависимость (2), а формулу (2) в выражение (5) и получим оценочную величину освещенности, создаваемой ГСС в апертурной плоскости НОС:

$$\begin{aligned}E_{\text{ГСС}} &= \int_{\alpha} \int_{\varphi} \frac{E_C \cdot \rho \cdot \tau_a \cdot dS \cdot (\vec{r}_1 \cdot \vec{n}) \cdot (\vec{r}_2 \cdot \vec{n})}{\pi \cdot D_{\text{ГСС}}^2} d\alpha d\varphi = \\ &= \frac{E_C \cdot \rho \cdot \tau_a \cdot R_{\text{ГСС}}^2}{\pi \cdot D_{\text{ГСС}}^2} \int_{\alpha=0}^{\alpha=\pi-\Theta} \int_{\varphi=-\frac{\pi}{2}}^{\varphi=\frac{\pi}{2}} \cos^3 \varphi \cdot \sin(\Theta + \alpha) \cdot \sin \alpha d\alpha d\varphi.\end{aligned}$$

Расчет зенитных геоцентрического $z_{\text{Г}}$ и топоцентрического $z_{\text{Т}}$ углов проводился по формулам вида

$$z_{\text{Г}} = \arccos \left[\frac{\vec{\rho}_{\text{НОС}} \cdot \vec{\rho}_{\text{ГСС}}}{|\vec{\rho}_{\text{НОС}}| \cdot |\vec{\rho}_{\text{ГСС}}|} \right]; \quad z_{\text{Т}} = \arctg \left[\frac{\sin z_{\text{Г}}}{\cos z_{\text{Г}} - \frac{R_3}{|\vec{\rho}_{\text{ГСС}}|}} \right],$$

где $\vec{\rho}_{\text{НОС}}$ – радиус-вектор из центра Земли в точку стояния НОС;

$\vec{\rho}_{\text{ГСС}}$ – радиус-вектор из центра Земли на ГСС;

R_3 – радиус Земли.

С учетом значения интеграла вида

$$\int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \cos^3 \varphi d\varphi = \frac{4}{3}$$

окончательное значение освещенности $E_{\text{ГСС}}$ в апертурной плоскости НОС определим как

$$E_{\text{ГСС}} = \frac{2E_C \cdot \rho \cdot e^{-\left(\frac{1-P}{\cos(z_{\text{Т}})}\right)} \cdot R_{\text{ГСС}}^2}{3\pi \cdot D_{\text{ГСС}}^2} \cdot (\sin\Theta + (\pi - \Theta) \cdot \cos\Theta),$$

где P – прозрачность атмосферы.

Освещенность, создаваемая поверхностью корпуса ГСС совместно с панелью СБ, оценивается как

$$E_{\text{ГСС+СБ}} = E_{\text{ГСС}} + \frac{E_{\text{СБ}} \cdot \rho \cdot S_{\text{СБ}} \cdot e^{-\left(\frac{1-P}{\cos(z_T)}\right)}}{\pi \cdot D_{\text{ГСС}}^2} \cdot \cos \Theta,$$

где $E_{\text{СБ}}$ – освещенность плоскости СБ, обращенной к Солнцу.

Таким образом, освещенность апертурной плоскости НОС, создаваемая рассеивающей солнечную энергию поверхностью ГСС, зависит от размеров наблюдаемой поверхности, дальности до спутника и величины фазового угла Θ . Фотометрические наблюдения являются важным средством дистанционного исследования ИСЗ и дают возможность судить о характере и динамике его движения [4].

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Полученные результаты отображаются в двух формах: в виде графика (панель графиков) и в виде визуально наблюдаемого объекта (панель наблюдения). Окно формы «Панель наблюдений» (рис. 7,б) предназначено для отображения выходной информации в процессе фотометрирования ИСЗ с заданными параметрами. Для моделирования характеристик излучения ГСС в видимом спектральном диапазоне длин волн используются методы, применяемые для моделирования объектов выпуклой формы. Для ГСС, стабилизированных по трем осям, изменение ракурса наблюдения происходит только за счет перемещения ГСС в зоне обзора НОС, т.е. достаточно плавно, а блеск ГСС изменяется лишь по фазе.

В результате при наблюдении ГСС с помощью НОС практически отсутствует затенение одних конструктивных элементов другими, поэтому в ходе моделирования спутники могут быть представлены в виде набора цилиндрических, конических, сферических и плоских поверхностей. В качестве модели был выбран типовой ГСС, конструкция которого легко имитируется с помощью примитивов: четырех плоских панелей солнечных батарей (СБ), цилиндрического корпуса и цилиндрической бленды инфракрасного телескопа. На орбите типовой ГСС ориентируется так, что его продольная ось расположена по местной вертикали. На торце корпуса, обращенном к Земле, находится телескоп, ось которого смещена на $7,5^\circ$ относительно продольной оси спутника.

Разработанная модель построена на основе методов теоретической фотометрии. Данная модель учитывает форму наблюдаемой поверхности ГСС, высоту его орбиты (наклонную дальность), положение Солнца относительно спутника и НОС (фазовый угол Θ), а также вид стабилизации ГСС. Процесс фотометрирования спутника моделируется во времени с помощью аналитических выражений Ламберта и Фонга, позволяющих оценить величину регистрируемого блеска в зависимости от характера отражения солнечного излучения и формы наблюдаемой поверхности. По отражательным характеристикам поверхности могут быть разделены на следующие классы: диффузно отражающие поверхности; зеркально отражающие поверхности и поверхности со смешанным (комбинация зеркального и диффузного типов) типом отражения. Количественная оценка блеска определяется соотношением между интенсивностями зеркальной и диффузной составляющими отраженного света.

Представленный результат в виде ФКБ типового ГСС показывает адекватность разработанной модели фотометрирования ИСЗ, так как полученная (модельная) кривая блеска схожа по своему виду и параметрам с реальной (эталонной) кривой, полученной в ходе оптических наблюдений спутника (см. рис. 5,б) [2]. Моделирование различных ИСЗ наряду с наблюдением реальных спутников является одним из вариантов решения задачи восстановления рассеянного солнечного излучения поверхностью даже сложной формы.

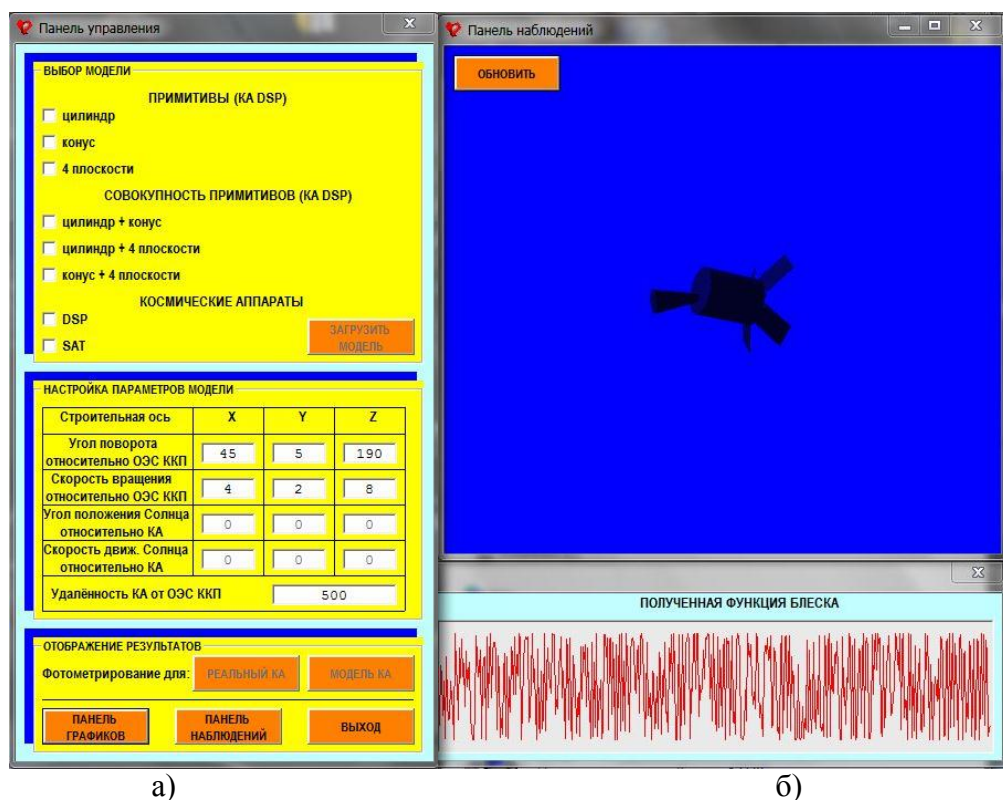


Рис. 7. Внешний вид форм:
 а – панель управления для ввода входной информации модели ИСЗ;
 б – панель наблюдений для регистрации блеска модели ИСЗ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Практическая значимость полученных результатов заключается в том, что полученные значения блеска ИСЗ позволяют оценить возможности НОС по обнаружению спутника и получению фотометрической информации в видимом спектральном диапазоне длин волн. При этом реализованная модель оценивает значение блеска ИСЗ любой заданной формы. Полученные результаты показывают, как изменяется ФКБ спутника в зависимости от условий наблюдения и значений элементов орбиты. Разработанная модель может быть также использована в интересах образовательного процесса в качестве наглядного пособия для проведения различных видов учебных занятий, а также как отдельная расчетно-графическая работа. Предлагаемый подход позволяет усовершенствовать методику преподавания и повысить качество знаний у обучающихся по дисциплинам:

- во-первых, можно визуализировать теоретический материал, который достаточно трудно излагать и запоминать, используя иллюстрации в двухмерном пространстве;
- во-вторых, можно избежать длительных вычислений в ходе практических занятий, что высвобождает учебное время для лучшего освоения знаний по дисциплине;
- в-третьих, можно шире использовать ранее полученные знания для решения профессиональных задач.

В образовательном процессе метод наглядности остается наиболее актуальным для изучения технических дисциплин. Применение данного метода позволяет максимально задействовать зрительный анализатор человека для запоминания и последующего воспроизведения учебной информации. Современные средства вычислительной техники и программные продукты, используемые в образовательном процессе, позволяют существенно расширить воз-

возможности наглядного метода, а именно провести моделирование и визуализацию различных процессов.

Список используемых источников

1. Алдохина В.Н., Лифиренко В.Д., Маркелов Н.А. Моделирование орбиты искусственного спутника Земли в среде программирования Labview // Компоненты и технологии. – М.: изд-во «Файн стрит», 2016. – №1. – С. 128–132.
2. Багров А.В., Выгон В.Г. Оптические наблюдения объектов на геостационарной орбите // Околоземная астрономия (космический мусор). – М.: Космосинформ, 1998. – С. 165–178.
3. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем / Н.Ф. Аверкиев, С.А. Власов, А.В. Кульвиц, А.Т. Жаткин. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – 300 с.
4. Коломийцев Е.Г., Валюшкин Д.В. Возможность повышения проникающей способности оптико-электронных средств различного назначения // Вестник Военной академии воздушно-космической обороны / гл. ред. А.М. Гончаров; отв. ред. Н.М. Толкачев. – Тверь: ВА ВКО, 2016. – № 1178. – С. 36–42.
5. Куприянов Н.А., Лисицкий В.В. Разработка устройства сопряжения ПЭВМ со средствами измерений для проведения комплексных проверок // Информационно-измерительные и управляющие системы. – М.: Радиотехника, 2009. – № 5, т. 7. – С. 97–101.
6. Логунов С.В., Рогов Д.А., Чистяков С.В. Критериальные условия возможности наблюдения геостационарных спутников связи наземными оптическими средствами // Вестник воздушно-космической обороны. – М.: ВЭС ВКО, 2017. – № 1. – С. 44–48.
7. Наблюдение и измерение характеристик космических объектов: учеб. пособие / В.Н. Алдохина, А.А. Бабишкин, В.О. Королев и др. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – 174 с.
8. Кононович Э.В., Мороз В.И. Общий курс астрономии: учеб. пособие. – М.: УРСС, 2001. – 544 с.
9. Трэвис Дж., Кринг Дж. LabVIEW для всех. – 4-е изд. – М.: ДМК-Пресс, 2011. – 904 с.
10. Эскобал П. Методы определения орбит. – М.: Мир, 1970. – 476 с.

К.В. Алексеев,
кандидат техн. наук;
В.А. Грибакин,
доктор техн. наук, доцент;
Е.Л. Лебедев,
доктор техн. наук, доцент;
В.И. Поспищенко,
кандидат техн. наук

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫБОРОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Предложен метод обоснованного выбора двигателя из контролируемой партии для обоснования качества производства партии в целом. Принцип основан на анализе результатов сплошного контроля параметров деталей и узлов двигателей. Предложен комплексный показатель отклонения контролируемых параметров двигателей от их предельных значений. Условием выбора конкретного жидкостного ракетного двигателя для испытаний является минимальное значение данного показателя.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, контролируемая партия, испытания жидкостного ракетного двигателя.

К изделиям военной техники (ВТ) предъявляют разнообразные требования, определяемые назначением изделий, условиями их производства, эксплуатации и боевого применения. Изделие как законченный объект производства приобретает ряд определенных свойств, позволяющих судить о его пригодности удовлетворять предъявляемым требованиям.

Совокупность свойств продукции, обуславливающих ее пригодность удовлетворять определенные потребности в соответствии с ее назначением, называют *качеством продукции*. Применительно к военной технике (более узко) под качеством изделия военной техники понимают совокупность свойств изделия, обуславливающих его пригодность удовлетворять определенные потребности обороны страны. Эти свойства могут выражаться количественными характеристиками (показателями качества продукции) и качественными характеристиками.

Показатель качества продукции – это количественная характеристика одного или нескольких свойств продукции, составляющих ее качество, которая рассматривается применительно к определенным условиям ее создания, эксплуатации или потребления.

Контроль качества продукции является одним из видов технического контроля изделий военной техники. Он представляет собой проверку количественных и качественных характеристик свойств продукции, осуществляемую при ее изготовлении. Контроль качества охватывает все стадии технологического процесса изготовления ВТ, начиная от входного контроля поступающих на предприятие материалов, полуфабрикатов и готовых изделий и заканчивая контролем изготовленной продукции.

По полноте охвата контролируемой продукции различают сплошной или выборочный контроль. Наиболее ответственные изделия подвергаются сплошному контролю. Критерии соответствия качества партии изделий предъявляемым требованиям при сплошном контроле указаны в работе [1].

Выборочному контролю, как правило, подвергаются партии изделий, для которых сплошной контроль по тем либо иным причинам не применим [1]. Например, по причине ограниченного ресурса невозможно провести сплошной контроль качества функционирования жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Качество всей партии ЖРД подтверждается выбо-

рочными испытаниями одного из двигателей данной партии. Если двигатель, подвергнутый испытанию, соответствует предъявляемым требованиям, то считается, что и двигатели всей партии данным требованиям также соответствуют. Такой вывод будет справедливым, если все двигатели контролируемой партии будут идентичны друг другу. Под идентичностью изделий понимается то, что все параметры деталей сборочных единиц и узлов изделий контролируемой партии находятся в пределах допустимых значений, установленных требованиями конструкторской и технологической документации. Для контроля указанного соответствия, как правило, выполняется сплошной контроль параметров каждой детали сборочной единицы и отдельных узлов элементов ЖРД. Поскольку для сборки ЖРД используются детали и узлы, прошедшие сплошной контроль, то можно предположить, что обоснованного отбора отдельного изделия (двигателя) из контролируемой партии для выборочного испытания не требуется.

В существующей нормативной документации [2–6], как правило, обоснование для данного отбора не указывается. Отбор осуществляется случайным образом. Однако опыт эксплуатации ЖРД, в частности двигателя третьей ступени ракеты-носителя «Протон-М» 8Д49, за последние 10 лет показывает, что имели место аварии двигателей при положительных результатах сплошного контроля деталей сборочных единиц и выборочных испытаниях одного ЖРД из партии. Причиной аварии являлись нарушения функционирования турбонасосного агрегата рулевого двигателя 8Д611.

Таким образом, опыт эксплуатации ЖРД последних лет свидетельствует о необходимости введения обоснованного отбора отдельного изделия из контролируемой партии для выборочного испытания. Предполагается, что для данного обоснования требуется выполнять анализ результатов сплошного контроля деталей и узлов ЖРД. Выборочным испытаниям необходимо подвергать тот двигатель, у которого в совокупности контролируемые параметры будут в большей степени близки к предельным значениям, установленным нормативной документацией.

Поскольку наиболее уязвимым элементом, по результатам эксплуатации, является турбонасосный агрегат (ТНА) ЖРД, то для обоснованного отбора ЖРД для выборочных испытаний наиболее важным является анализ групп параметров данных агрегатов, подвергающихся сплошному контролю. К таким группам относятся:

- геометрические параметры деталей сборочных единиц роторов насосов;
- геометрические параметры корпусов насосов;
- значения остаточного дисбаланса роторов насосов;
- значения биений в контрольных плоскостях роторов;
- значения реакций на опоры роторов при их высокочастотных испытаниях;
- параметры контроля сборки роторов по рискам;
- момент страгивания роторов насосов и ротора ТНА;
- результаты испытаний на герметичность;
- массово-габаритные и другие характеристики ТНА и его элементов.

В качестве критерия для обоснованного выбора двигателя из контролируемой партии для выборочных испытаний может быть выполнение условия

$$K(x_i) = \min_{1,2,3,\dots,n} \left(\frac{\sum_{i=1}^{i=F} (\varphi_i x_i)}{F} \right), \quad (1)$$

где x_i – количественная характеристика, определяющая уровень соответствия контролируемого параметра при сплошном контроле, предъявляемым требованиям (степень приближения к предельным значениям);

φ_i – весовой коэффициент характеристики x_i ;

n – количество двигателей в партии;

- F – количество контролируемых параметров каждого двигателя при сплошном контроле его узлов и деталей сборочных единиц;
 $K(x_i)$ – комплексный показатель отклонения контролируемых параметров двигателей от их предельных значений.

В качестве количественной характеристики x_i можно использовать относительное отклонение контролируемого параметра от его предельного значения, например:

$$x = \frac{|x_{\text{изм}} - x_{\text{пред}}|}{x_{\text{пред}}} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где $x_{\text{изм}}$ – значение контролируемого параметра, полученное при его измерении (контроле);

$x_{\text{пред}}$ – предельное значение контролируемой величины.

Если у контролируемого параметра имеется два предельных значения: минимальное предельное значение – $x_{\text{пред min}}$ и максимальное предельное значение – $x_{\text{пред max}}$, то в выражении (2) необходимо использовать то предельное значение, при котором x_i будет минимальным.

Для обоснования весовых характеристик φ_i возможно использование результатов экспертных оценок на основании опыта проведенных ранее испытаний ТНА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, предлагается принцип обоснованного выбора двигателя из контрольной партии для выполнения выборочного испытания. Принцип основан на анализе результатов сплошного контроля параметров деталей и узлов двигателей. Предложен комплексный показатель отклонения контролируемых параметров двигателей от их предельных значений – $K(x_i)$. Условием выбора двигателя для испытаний является минимальное значение данного показателя, что свидетельствует о приближении контролируемых при сплошном контроле параметров, у выбранного для испытаний двигателя, к их предельным значениям.

Список используемых источников

1. Экономика и организация машиностроительного производства: учебник / Н.И. Петров, Д.В. Садин, Б.В. Беляев, К.В. Алексеев. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2010. – 287 с.
2. ГОСТ РВ 15.307-2002. СРПП ВТ. Испытание и приемка серийных изделий. Основные положения. – М.: Госстандарт России, 2002. – 41 с.
3. ГОСТ Р 50779.30 – 95. Статистические методы. Приемочный контроль качества. Общие требования [дата введения – 02.06.1995; дата актуализации – 10.08.2017]. – М.: Стандартинформ, 2009. – 24 с.
4. ГОСТ Р 50779.50 – 95. Статистические методы. Приемочный контроль качества по количественному признаку. Общие требования. – М.: Изд-во стандартов, 2004. – 20 с.
5. ГОСТ Р 50779.52 – 95. Статистические методы. Приемочный контроль качества по альтернативному признаку. – М.: Изд-во стандартов, 2004. – 230 с.
6. ГОСТ 18321 – 73. Статистический контроль качества. Методы случайного отбора выборок штучной продукции. – М.: Стандартинформ, 2008. – 6 с.

А.П. Алёшкин,
доктор техн. наук, профессор;
А.А. Иванов,
кандидат техн. наук;
А.О. Иванов,
кандидат техн. наук

СПОСОБ ОБНАРУЖЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ РЕЖИМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ОБЪЕКТА КОНТРОЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИНАМИЧЕСКОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

В статье предлагается способ обнаружения изменения режима функционирования космического объекта контроля за счет отслеживания скачкообразного изменения его контролируемых параметров. Анализируются существующие подходы к решению данной задачи, оценивается возможность их применения в условиях нестационарности измеряемых параметров объекта контроля. Предлагается один из вариантов алгоритма последовательного сглаживания измерений, реализующего процедуру фильтрации Калмана. Представлен разработанный авторами способ определения момента изменения режима функционирования объекта контроля, основанный на наблюдении значений невязок и характера их изменений.

Ключевые слова: объект контроля, измеряемый параметр, скачкообразное изменение, фильтр Калмана.

ВВЕДЕНИЕ

Задача, связанная со своевременным обнаружением изменения режима функционирования космического объекта (КО), является одной из наиболее распространенных для комплексов контроля и управления. Содержательная постановка задачи сводится к установлению факта существенного изменения состояния КО на некотором интервале времени и при его подтверждении – к оцениванию границ данного временного интервала и приращений к ожидаемому состоянию КО. В вопросах эксплуатации космических систем особое внимание уделяется задаче обнаружения непрогнозируемых изменений состояния космических объектов. Это связано с тем, что в основе таких перемен лежит либо изменение собственно режима функционирования объекта, либо критическое воздействие на него внешних факторов.

Большинство существующих подходов к решению данной задачи основаны на предположении о стационарности наблюдаемых параметров объекта [1]. Это существенно сужает круг решаемых задач при отслеживании динамических процессов со скачками. Подходы, оперирующие полной выборкой наблюдений за КО, позволяют оценить локальные свойства происходящих процессов исключительно в постобработке, что не применимо для управления космической системой в реальном масштабе времени. Использование процедур наблюдения за КО при применении фиксированного объема памяти (локальное окно) затруднено на практике вследствие невозможности достаточно обоснованного выбора границ окна наблюдения.

В статье предлагается способ обнаружения факта изменения режима функционирования КО с минимальной задержкой относительно реального масштаба слежения.

СОДЕРЖАТЕЛЬНАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОБНАРУЖЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ РЕЖИМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Пусть наблюдается некий КО, параметры которого изменяются с течением времени по детерминированному закону с некоторыми параметрами. В случайный момент времени

указанные параметры изменяются скачкообразно, т.е. скорость изменения параметров системы на данном временном отрезке существенно выше скорости изменения параметров на всем периоде предыдущих наблюдений. Наблюдателю в реальном масштабе времени доступны n измерений ($n = 1 \dots N$) одного из параметров объекта s_n , которые поступают с шагом $\Delta t = t_n - t_{n-1}$ и имеют погрешности Δs_n . При этом наблюдаемое значение измеряемого параметра определяется выражением $s_n = s_{\text{истин}} + \Delta s_n$.

Предполагается, что измерения параметров КО независимы, их погрешности Δs_n распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и дисперсией σ^2 , а изменение наблюдаемого параметра представляется возможным описать во времени полиномом второй степени.

Требуется в реальном масштабе времени осуществить оценку параметров КО и с требуемым уровнем достоверности определить момент возникновения скачкообразного изменения его параметров.

АЛГОРИТМ ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

При решении задачи создания такого алгоритма возможны различные подходы к статистической обработке данных измерений, изложенные в [2]. Предлагается рассмотреть один из вариантов алгоритмов последовательного сглаживания измерений (s_n), реализующий процедуру фильтрации, предложенную Р. Калманом [3].

1. По результатам нескольких начальных измерений определяются оценки параметров КО \hat{s}_{n-1} , $\hat{\dot{s}}_{n-1}$, $\hat{\ddot{s}}_{n-1}$, которые на момент времени t_{n-1} образуют вектор сглаженных параметров \hat{v}_{n-1} и для минимального объема измерительной выборки ($n - 1 = 3$) рассчитываются по формулам:

$$\hat{s}_3 = s_3; \quad \hat{\dot{s}}_3 = -\frac{1}{\Delta t} \left(\frac{s_3}{2} - 2s_2 + \frac{3s_1}{2} \right); \quad \hat{\ddot{s}}_3 = \frac{(s_3 - 2s_2 + s_1)}{\Delta t^2}.$$

Распределение вектора \hat{v}_{n-1} принимается нормальным с математическим ожиданием v_{n-1} и корреляционной матрицей Ψ_{n-1} .

2. Вычисляются экстраполированные значения оцениваемых параметров \hat{v}_{n3} на момент времени t_n для полиномиального представления в соответствии с выражениями:

$$\begin{aligned} \hat{s}_{n3} &= \hat{s}_{n-1} + \hat{\dot{s}}_{n-1}(t_n - t_{n-1}) + \hat{\ddot{s}}_{n-1} \frac{(t_n - t_{n-1})^2}{2!}, \\ \hat{\dot{s}}_{n3} &= \hat{\dot{s}}_{n-1} + \hat{\ddot{s}}_{n-1}(t_n - t_{n-1}), \quad \hat{\ddot{s}}_{n3} = \hat{\ddot{s}}_{n-1}, \end{aligned}$$

или для матричного представления – с выражением

$$\hat{v}_{i3} = F_3 \hat{v}_{n-1},$$

где F_3 – оператор экстраполяции параметров.

3. Матрица ошибок оценивания экстраполированных параметров вычисляется следующим образом:

$$\Psi_{n3} = F_3 \Psi_{n-1} F_3^T.$$

Для минимального объема измерительной выборки ($n - 1 = 3$) эта матрица определяется выражением

$$\Psi_3 = \left\| \begin{array}{ccc} 1 & -3/2\Delta t & 1/\Delta t^2 \\ -3/2\Delta t & 13/2\Delta t^2 & -6/\Delta t^3 \\ 1/\Delta t^2 & -6/\Delta t^3 & 6/\Delta t^4 \end{array} \right\| \sigma^2.$$

4. Матрица ошибок оценивания параметров с учетом последнего измерения определяется выражением

$$\Psi_n = \Psi_{n3} - \Psi_{n3} H^T (H \Psi_{n3} H^T + \sigma^2)^{-1} H \Psi_{n3},$$

где $H = [1 \ 0 \ 0]$ – линейный оператор соответствия оцениваемых и измеряемых параметров.

5. Вектор сглаженных значений параметров по результатам i измерений имеет следующий вид:

$$\hat{v}_n = \hat{v}_{n-1} + \Psi_n H^T \sigma^2 d_n,$$

где $d_n = (s_n - \hat{s}_{n-1})$ – невязка n -го измерения и его экстраполированного значения.

Для устранения явления «расходимости» рекуррентного фильтра в корреляционную матрицу ошибок экстраполяции вводится дополнительный член Ψ_0 , позволяющий искусственно увеличить полосу пропускания динамической системы:

$$\Psi_{n-1} = F_3(\Psi_{n-2} + \Psi_0)F_3^T.$$

Представленный алгоритм рекуррентной фильтрации поступающих измерений позволяет полностью решить задачу оценки параметров КО с приемлемой для заданных условий точностью.

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОМЕНТА СКАЧКООБРАЗНОГО ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Рассмотрим способ определения момента скачкообразного изменения параметров КО. Решение этой задачи предлагается осуществлять на основе анализа значений невязок d_n , получаемых в процессе фильтрации измерений наблюдаемого параметра. Инерционность алгоритма рекуррентной фильтрации в момент скачкообразного изменения отслеживаемого параметра КО порождает переходный знакопеременный процесс. Данный процесс сопровождается ростом невязки d_n , что совместно с его знакопеременным характером является идентификационным признаком скачкообразного изменения наблюдаемого параметра. При этом знакопеременность переходного процесса обусловлена использованием экстраполирующего полинома второй степени и не зависит от направления скачка. Для реализации предложенного способа идентификации целесообразно использовать алгоритм обнаружения и фиксации момента времени непрогнозируемого изменения текущей реализации случайного процесса [4] с учетом его специфики.

Алгоритм основывается на сравнении двух гипотез о состоянии процесса H_1 (изменение отслеживаемого параметра процесса не произошло) и H_2 (произошло скачкообразное изменение параметра). Суть алгоритма заключается в анализе поведения кумулятивной суммы $\tilde{g}_i = \tilde{g}_{i-1} + \ln(f(d_i/\theta_1)/f(d_i/\theta_2))$, где $\theta_{1,2}$ – скалярные параметры плотностей распределения вероятностей, соответствующих гипотезам H_1 и H_2 закона распределения случайной величины.

Величина $\Delta g_i = \ln(f(d_i/\theta_1)/f(d_i/\theta_2))$, в случае, когда верна гипотеза H_1 , будет чаще отрицательной, а в случае выполнения гипотезы H_2 , наоборот, – чаще положительной. Вследствие описанного поведения величину Δg_i можно суммировать и полагать, что изменение параметров процесса началось в некоторый момент времени $t_{\text{скачка}} < t_n$, если сумма $\tilde{g}_n = \sum_{i=1}^n \Delta g_i$ превысила некоторое пороговое значение g_0 .

Однако, поскольку до момента времени $t_i = t_{\text{скачка}}$ значение суммы \tilde{g}_i падает, а сам момент времени $t_{\text{скачка}}$ случаен, то значение \tilde{g}_i может оказаться как угодно малым. Это не дает возможности задать порог g_0 . Поэтому в данном алгоритме вместо суммы \tilde{g}_i предлагается ввести новую величину g_i , вычисляемую по формуле

$$g_i = \begin{cases} g_{i-1} + \Delta g_i, & \text{если } g_{i-1} + \Delta g_i \geq 0, \\ 0, & \text{если } g_{i-1} + \Delta g_i < 0, \end{cases}$$

что позволяет облегчить выбор порога g_0 [4].

Для решения рассматриваемой задачи предлагается ввести три гипотезы о законе распределения вероятностей невязки d_n :

H_1 – математическое ожидание невязки близко к 0;

H_2 – математическое ожидание невязки составляет величину ε ;

H_3 – математическое ожидание невязки составляет величину $-\varepsilon$.

Величина ε определяет чувствительность алгоритма, она выбирается на основе априорных данных о возможном характере изменения наблюдаемого параметра процесса в ходе поступления измерений.

На каждом шаге измерений вычисляется величина невязки d_i и проверяются попарно гипотезы (H_1, H_2) и (H_1, H_3) . В случае превышения кумулятивной суммой g_i заданного порога g_0 принимается решение о том, что в момент времени $t_i = t_{\text{скачка}}$ произошло скачкообразное изменение отслеживаемого параметра. При парировании расхождения фильтра представляется возможным методами постобработки, например сплайн-интерполяции, оценить величину (амплитуду) скачкообразного изменения процесса.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОБРАБОТКИ ДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ПРЕДЛОЖЕННЫМ СПОСОБОМ

С целью обоснования возможности применения предложенного способа было проведено моделирование динамического случайного процесса $s(t)$, имеющего локальный скачок наблюдаемого параметра, свойственный изменению режима функционирования КО.

Моделирование выполнено следующим образом. В качестве невозмущенного динамического процесса $s^*(t)$ выбрана функция, вид которой представлен на рис. 1.

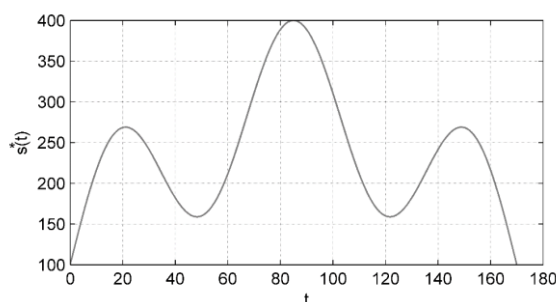


Рис. 1. График изменения наблюдаемого параметра динамического процесса $s^*(t)$ (без скачка)

В момент времени $t_i = t_{\text{скачка}}$ моделировался скачок наблюдаемого параметра продолжительностью T , описываемый последовательностью $u(t)$ (рис. 2,а).

Далее с учетом предложенных вариантов скачка параметра $u(t)$ осуществлено моделирование зависимостей, характеризующих изменения наблюдаемого процесса $s(t) = s^*(t) + u(t)$ (рис. 2,б).

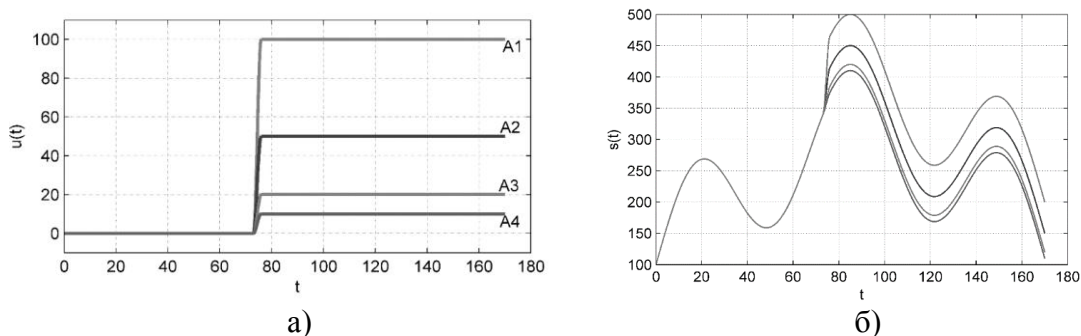


Рис. 2. Варианты скачкообразного изменения наблюдаемого параметра процесса:
а – варианты амплитуд скачка A1, A2, A3 и A4; б – значения параметра наблюдаемого динамического процесса

Моделирование измерений наблюдаемого параметра динамического процесса $\tilde{s}(t_i)$ проводилось путем зашумления параметра $s(t)$ (рис. 3).

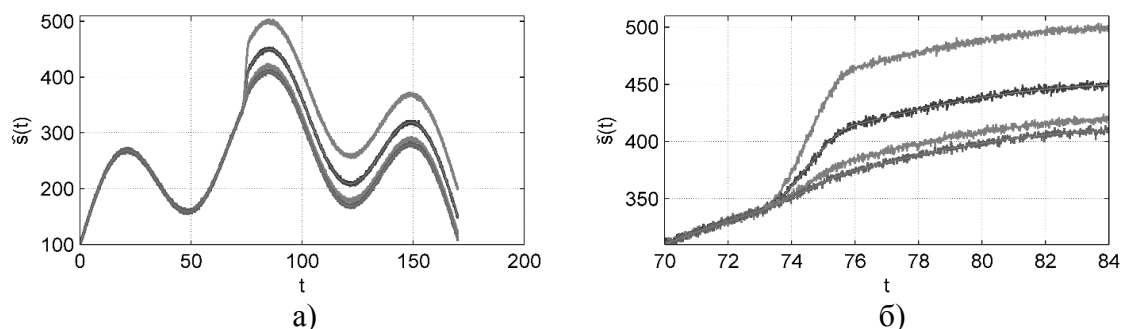


Рис. 3. Результаты моделирования измерений параметра $\tilde{s}(t_i)$:
а – общий вид процесса; б – укрупненный вид процесса

После применения рекуррентной фильтрации измерений получены оценки наблюдаемого параметра $\hat{s}(t_i)$, представленные на рис. 4.

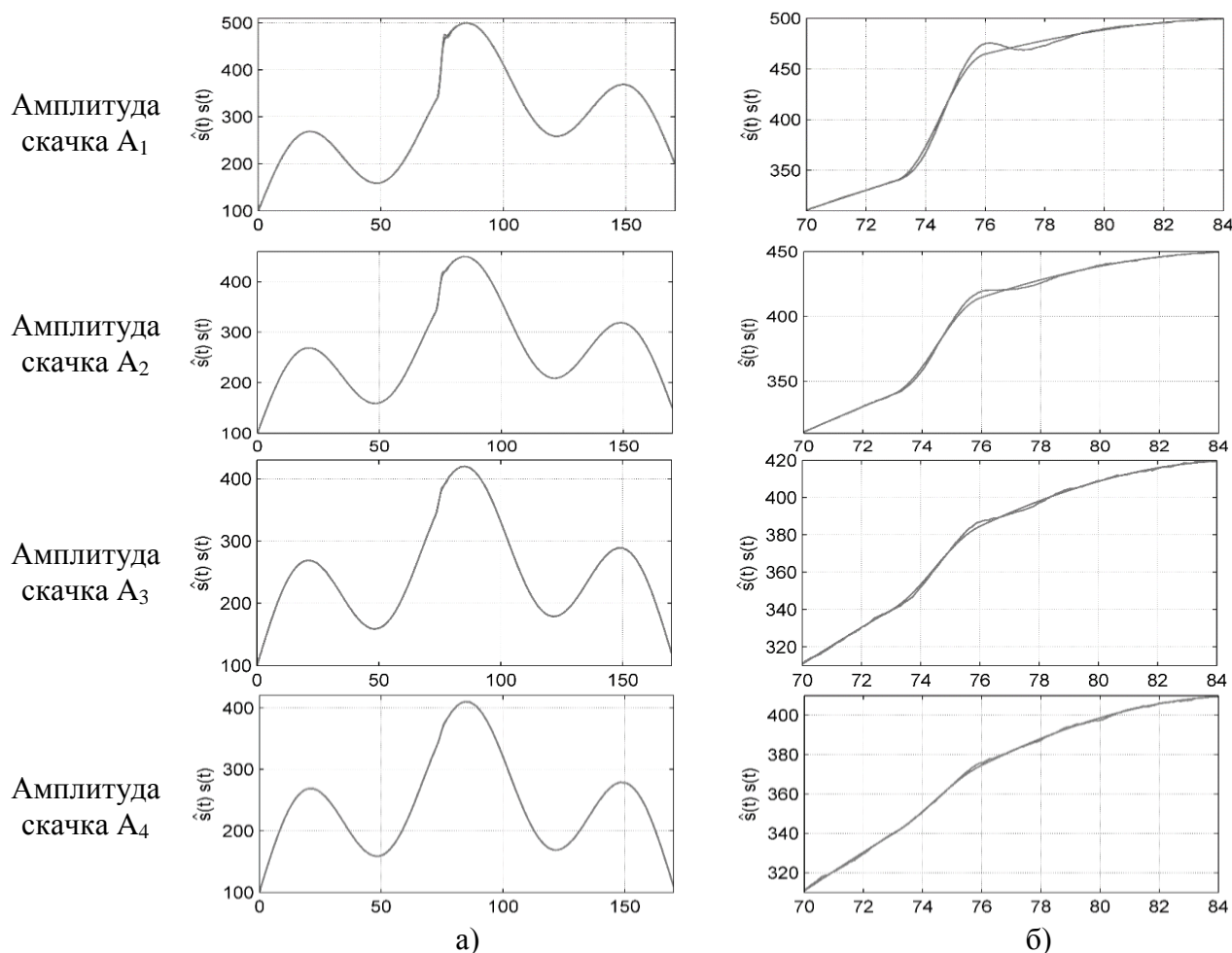


Рис. 4. Оценка значений измеренного параметра после сглаживания
для четырех вариантов процесса:
а – общий вид процесса; б – укрупненный вид процесса

На рис. 5 показаны графические зависимости, характеризующие поведение невязок $d_i = \tilde{s}(t_i) - \hat{s}(t_i)$ в ходе фильтрации.

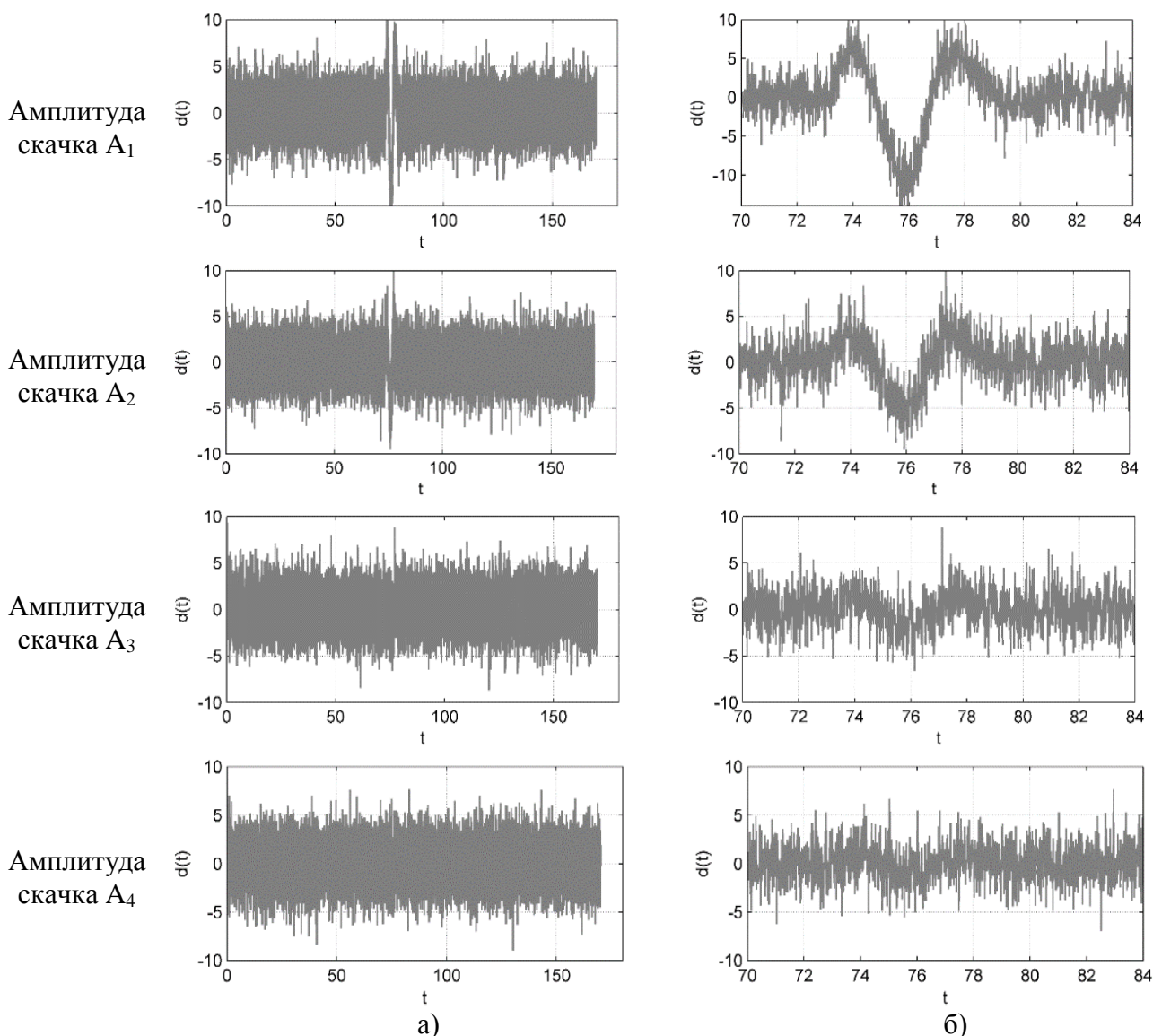


Рис. 5. Значения невязок измерения и экстраполированного значения параметра для четырех вариантов процесса:
а – общий вид; б – укрупненный вид

Параллельно с работой алгоритма рекуррентного оценивания наблюдаемого параметра $\hat{s}(t_i)$ для обнаружения момента скачкообразного изменения состояния наблюдаемого процесса произведен расчет значений кумулятивной суммы g_i , результаты которого представлены на рис. 6.

Анализ характера изменения кумулятивной суммы g_i при выборе соответствующего значения порога g_0 позволяет в режиме, близком к реальному времени, фиксировать момент скачкообразного изменения наблюдаемого параметра, начало которого совпадает с моментом начала роста кумулятивной суммы g_i .

Определение порога g_0 является критериальной задачей, зависящей от требований, предъявленных к системе обработки по достоверности обнаружения факта скачкообразного изменения параметров и времени его запаздывания. С уменьшением порога g_0 сокращается время запаздывания факта обнаружения, но возрастает количество ложных сообщений о скачке. При увеличении порога g_0 достоверность сообщения о всплеске возрастает одновременно с сопутствующим увеличением времени запаздывания.

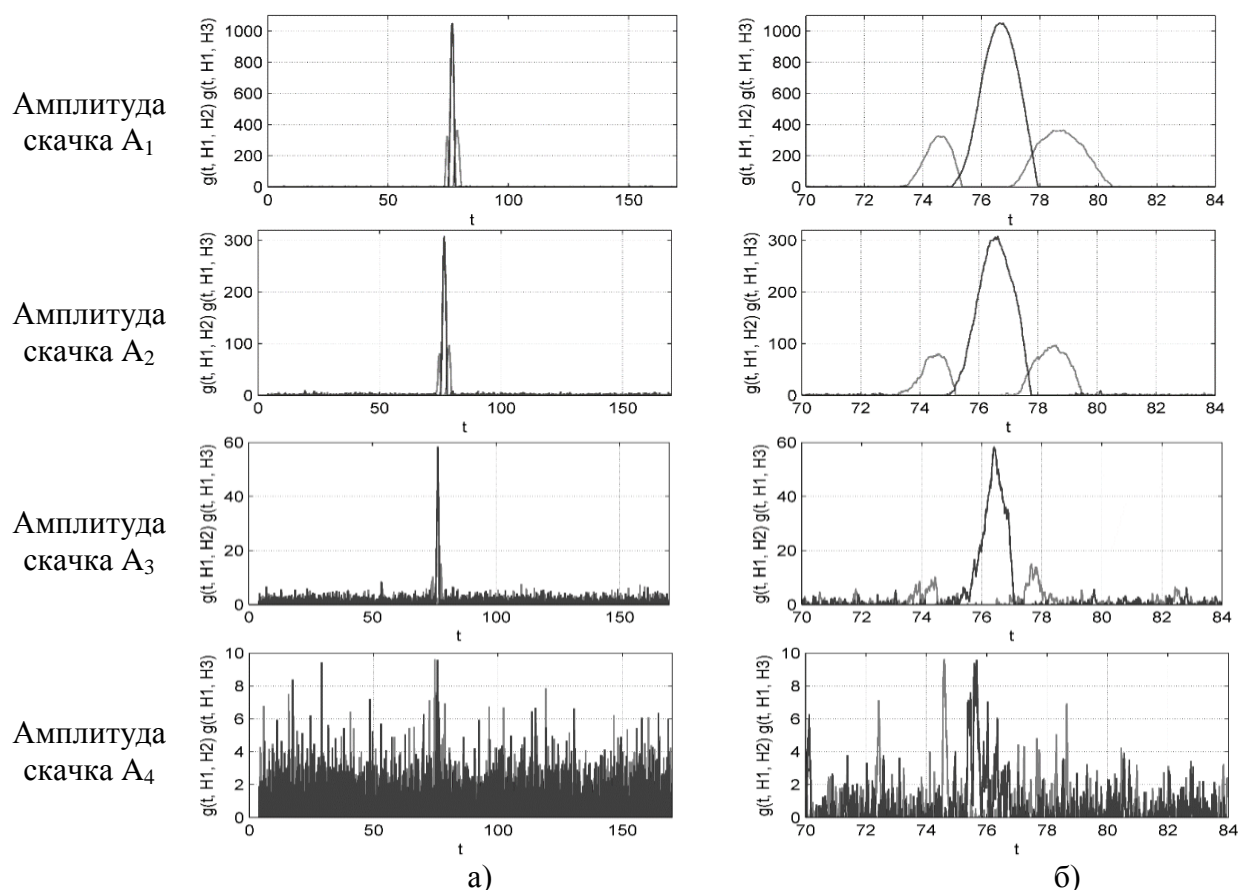


Рис. 6. Значения функций $g(t)$ для четырех вариантов процесса:
а – общий вид; б – укрупненный вид

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, результаты моделирования показывают возможности рассматриваемого способа по обнаружению факта скачкообразного изменения режима функционирования космического объекта. Качество оценки параметров скачкообразного изменения состояния космического объекта (момент времени его возникновения, амплитуда и т.д.) определяется требованиями к достоверности и оперативности. Главным направлением дальнейших исследований является улучшение качественных показателей решения задачи обнаружения скачкообразного изменения состояния космического объекта и совершенствование на его основе соответствующего научно-методического аппарата.

Список используемых источников

1. Гадзиковский В.И. Цифровая обработка сигналов. – М.: Солон-пресс, 2013. – 766 с.
2. Кузьмин С.З. Основы теории цифровой обработки радиолокационной информации. – М.: Сов. радио, 1974. – 432 с.
3. Kalman R.E. A new approach to linear filtering and prediction problems // J. Basic Eng. – 1960. – Vol.82, №1. – P. 35–45.
4. Лумельский В.Я. Один алгоритм обнаружения момента времени изменения свойств случайного процесса // Автоматика и телемеханика. – 1972. – Вып.10. – С. 67–73.

А.Б. Артюшкин,
кандидат техн. наук;
А.Э. Ахмеджанов
кандидат техн. наук
ВВУ ПВО, г. Ярославль;
Г.И. Козырев,
доктор техн. наук, профессор;
А.И. Лоскутов,
доктор техн. наук, доцент

КОМПЛЕКСНАЯ ОБРАБОТКА ИЗМЕРЕНИЙ БЫСТРОМЕНЯЮЩЕГОСЯ ПАРАМЕТРА И КАЛИБРОВОЧНОГО СИГНАЛА ПРИ ОЦЕНКЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Проведен анализ корреляционной связи низкочастотных шумовых составляющих (трендов) измерений быстроменяющегося параметра (БМП) и калибровочного сигнала при оценивании результатов испытаний изделий ракетно-космической техники (РКТ). Рассмотрен обнаружитель схожести трендов БМП и калибровочного сигнала. Предложен алгоритм комплексной обработки результатов измерений БМП и калибровочного сигнала в частотной области для оценивания влияния шумовой составляющей на амплитудный спектр БМП. Проведенные исследования показывают возможность использования калибровочного сигнала в качестве индикатора влияния шумовой составляющей помехи на результаты измерений БМП для ее дальнейшего учета и компенсации.

Ключевые слова: алгоритм комплексной обработки, быстроменяющиеся параметры, тренд, функция корреляции, калибровочный сигнал.

ВВЕДЕНИЕ

Доминирующим фактором неточностей оценивания измерительных сигналов является нестационарность случайных процессов. Анализ нештатных ситуаций при проведении испытаний новых образцов вооружения осуществляется, как правило, путем обработки и анализа быстроменяющихся процессов (например, при оценке вибрационного режима ракетных двигателей). Как показывает практика, отдельную реализацию быстроменяющегося процесса можно представить в виде суммы локально-кусочных последовательностей нестационарных и квазистационарных участков случайного процесса [1]. В связи с этим возникает необходимость приведения нестационарных участков случайного процесса к квазистационарному виду с дальнейшим учетом выделенной нестационарности.

При передаче телеметрической информации с изделий РКТ существует возможность использования «свободных каналов» телеизмерений, по которым не передается полезная информация, т.е. к этим каналам не подключены датчики для измерения БМП. «Свободный канал» может нести в себе информацию только о шумах и помехах радиоэфира, которые оказывают постоянное воздействие как на общий измерительный тракт, так и на результаты измерений каждого контролируемого параметра телеметрируемого объекта. Анализ показывает, что причины и характер искажений результатов измерений БМП, принимаемых с изделий РКТ, носят сложный аддитивно-мультипликативный характер как во временной, так и в частотной областях [1]. Искажения результатов измерений БМП можно представить в виде изменений во времени математического ожидания и дисперсии БМП, обусловленных низкочастотной составляющей шумовой помехи, что и является причиной нестационарности.

Таким образом, учет нестационарности случайного процесса является актуальной научно-технической задачей, требующей практического решения.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Как правило, определение степени искажения параметра $x(t)$ проводится на основе оценки искажения калибровочного сигнала $z(t)$ с априорно известными характеристиками, результаты измерений которого поступают с телеметрируемого объекта одновременно с параметром $x(t)$. Фактически результат измерения калибровочного сигнала $z(t)$ для каждого момента времени и частоты представляет собой векторную сумму исходного калибровочного сигнала $l(t)$ и помехи $n(t)$, т. е.

$$z(t) = l(t) + n(t). \quad (1)$$

Сущность предлагаемого подхода базируется на анализе характеристик сигнала $z(t)$, обладающего идентичными свойствами искажений по отношению к параметру $x(t)$. В общем случае БМП $x(t)$ также представляет собой векторную сумму параметра $s(t)$, который снимается с выхода датчика телеметрируемого объекта, и помехи $n(t)$, т.е.

$$x(t) = s(t) + n(t). \quad (2)$$

С учетом того, что анализ результатов измерений вибраций, акустических давлений, ударных процессов обычно осуществляется в комплексной области, математическая формулировка решения проблемы точной оценки параметра $s(t)$ путем совместной обработки измерительных сигналов $x(t)$ и $z(t)$ основывается на главных понятиях теории функций комплексного переменного на плоскости. Таким образом, решение задачи по повышению точности обработки БМП в частотной области будет сводиться к обработке полезного сигнала $x(t)$ и калибровочного сигнала $z(t)$ в комплексной области. Это, в свою очередь, позволит определить интервальную оценку Δ (доверительный интервал), в которой будет находиться оцениваемый амплитудный спектр БМП $x(t)$, т.е.

$$\Delta A_x(t) = A_x(t) \pm A_n^{np}(t), \quad (3)$$

где $A_x(t)$ — значение амплитудного спектра параметра $x(t)$;
 $A_n^{np}(t)$ — значение проекции спектра $A_x(t)$ на ось времени t .

Множество сформированных трендов $\{[x(t) \pm n\Delta t]\}$ и $\{[z(t) \pm n\Delta t]\}$, характеризующих классы S_1 и S_2 соответственно, должны удовлетворять условию

$$r = f(S_1, S_2) \rightarrow \max, \quad (4)$$

где r — коэффициент корреляции, $r \in [0, 1]$.

Поставленная задача направлена на поиск таких алгоритмов, которые позволили бы сформировать оценку r , дающую возможность наилучшим образом оценить и уменьшить вклад, внесенный помехой $n(t)$ в результаты измерений БМП и калибровочного сигнала.

АЛГОРИТМ АДАПТИВНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ СХОЖЕСТИ ТРЕНДОВ БМП И КАЛИБРОВОЧНОГО СИГНАЛА

Для нахождения максимального коэффициента корреляции, в соответствии с выражением (4), можно варьировать «окном наблюдения» и методами определения тренда. Структурная схема алгоритма решения задачи представлена на рис. 1. Исходными данными алгоритма яв-

ляются полученные значения реализации БМП и калибровочного сигнала. Для определения трендов БМП применялись пять различных методов: А1 – метод Гаусса, А2 – метод наименьших квадратов, А3 – метод скользящего усреднения, А4 – метод бегущих медиан и А5 – динамическое оконно-весовое преобразование Фурье. Затем определяется тренд калибровочного сигнала с помощью динамического оконно-весового преобразования Фурье. Далее рассчитывается корреляционный момент μ_{zx} между полученными трендами результатов измерений калибровочного сигнала и БМП [2]:

$$\mu_{zx} = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (z_i - \bar{z})(x_i - \bar{x}), \quad (5)$$

где z_i, x_i – i -е значения, которые приняли калибровочный сигнал и БМП;
 \bar{z}, \bar{x} – средние значения z и x соответственно.

Если μ_{zx} отличен от нуля, то определяются коэффициенты корреляции между трендами БМП и калибровочным сигналом:

$$r_{zx} = \frac{\mu_{zx}}{S(z)S(x)} \quad (6)$$

где $S(z), S(x)$ – оценки среднеквадратического отклонения калибровочного сигнала и БМП соответственно, которые определяются выражениями:

$$S(z) = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (z_i - \bar{z})^2}, \quad (7)$$

$$S(x) = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}. \quad (8)$$

Сформированные коэффициенты корреляции постоянно сравниваются с пороговым уровнем r_0 . При невыполнении этого условия «окно наблюдения» сдвигается на Δt , и повторяется процедура оценки коэффициента корреляции.

На рис. 2 представлена структурная схема адаптивного обнаружителя схожести тренда калибровочного сигнала и БМП, где схематично показан порядок оценки схожести трендов.

При выполнении условия $r > r_0$ на выход обнаружителя подаются результаты измерений калибровочного сигнала и БМП для интервала времени (участка наблюдения), где присутствует высокая степень корреляции трендов величин z_i, x_i с целью их дальнейшей обработки.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для того чтобы обеспечить одинаковые условия проведения эксперимента, у результатов дискретных измерений калибровочного сигнала и БМП должны быть одинаковая частота дискретизации F_d и равное «окно наблюдения».

Наличие схожести трендов БМП и калибровочного сигнала определялось при анализе БМП, полученных по результатам испытаний ракеты-носителя «Союз-2». На рис. 3 представлены временные реализации БМП, характеризующие вибрации в одной из контрольных точек двигательной установки третьей ступени и калибровочный сигнал.

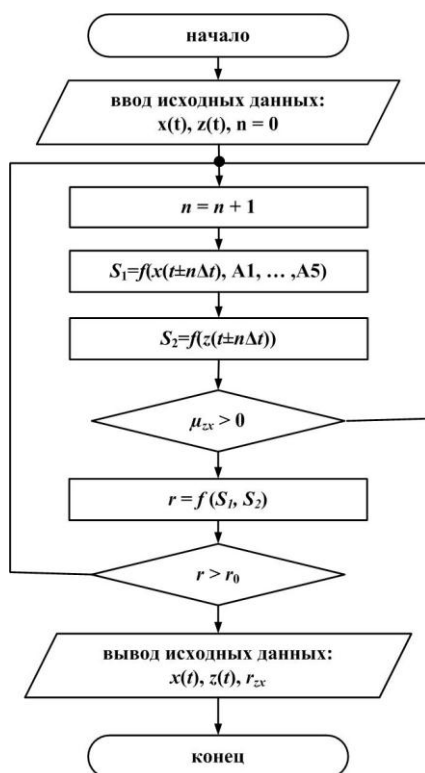


Рис. 1. Структурная схема алгоритма адаптивного обнаружения схожести трендов БМП и калибровочного сигнала

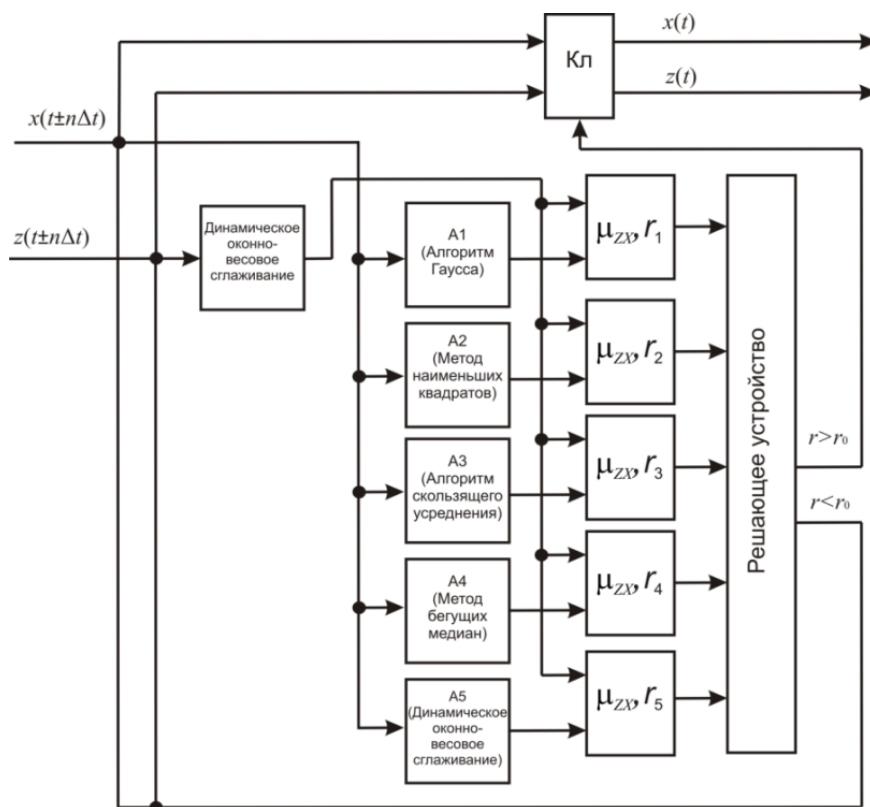


Рис. 2. Структурная схема адаптивного обнаружителя схожести тренда БМП и калибровочного сигнала

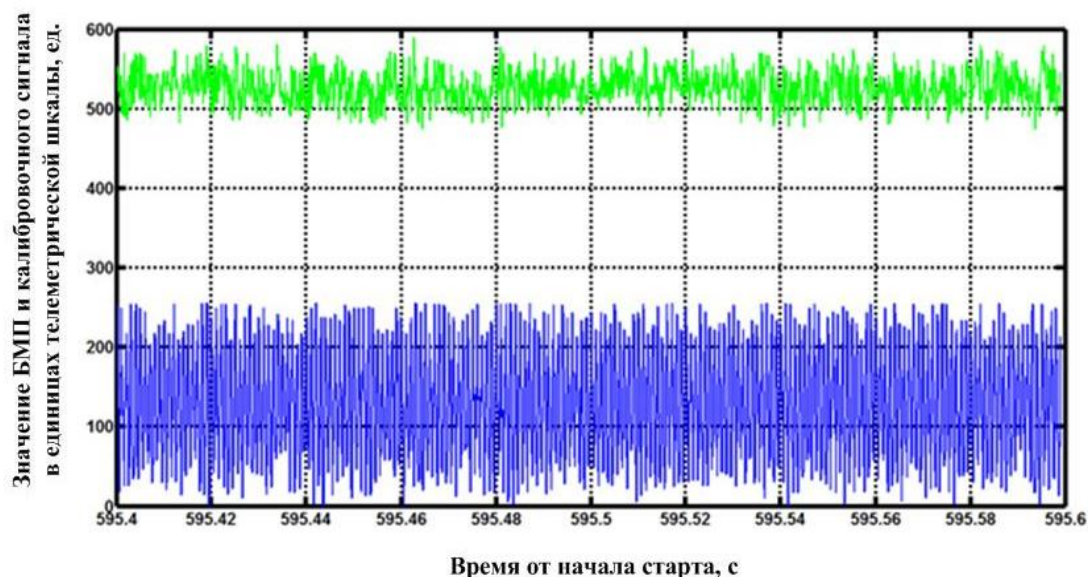


Рис. 3. Временные реализации БМП (сверху) и калибровочного сигнала (снизу)

Коэффициент корреляции позволяет различить временные участки, характеризующие наличие высокой корреляции низкочастотной шумовой составляющей (тренда) результатов измерений БМП с трендом результатов измерений калибровочного сигнала и участков с низкой их корреляцией.

На рис. 4 представлены зависимости коэффициента корреляции от времени для выбранного ТМП. На интервале времени 595,4–595,6 с от начала старта ракеты-носителя наблюдается максимальное значение коэффициента корреляции, равное 0,97, превышающее пороговый уровень $r_0 = 0,65$. Указанное значение порогового уровня r_0 взято из материалов обработки БМП конкретных изделий ракетной техники [5]. Временные участки с $r > r_0$ указывают на высокую степень схожести трендов БМП и калибровочного сигнала.

Используя данную связь, оценим влияние шумовой составляющей на БМП с помощью обработки БМП и калибровочного сигнала в частотной области. Для этого сравним погрешности на нестационарном и квазистационарном участках БМП. Квазистационарный участок БМП получим с помощью компенсации низкочастотной шумовой составляющей (тренда) результатов измерений БМП, сильно коррелированной с трендом результатов измерений калибровочного сигнала.

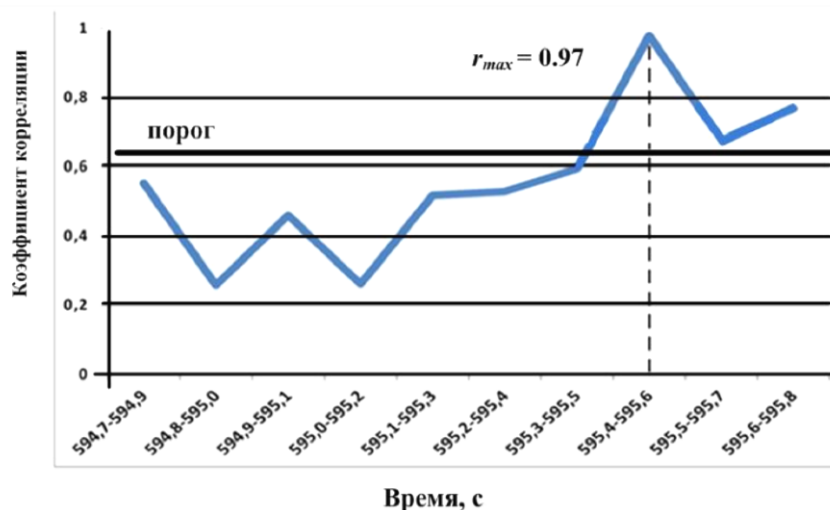


Рис. 4. Динамика изменения коэффициента корреляции трендов БМП и калибровочного сигнала

На рис. 5 представлены полученные значения тренда и квазистационарных участков БМП (рис. 5,а) и калибровочного сигнала (рис. 5,б).

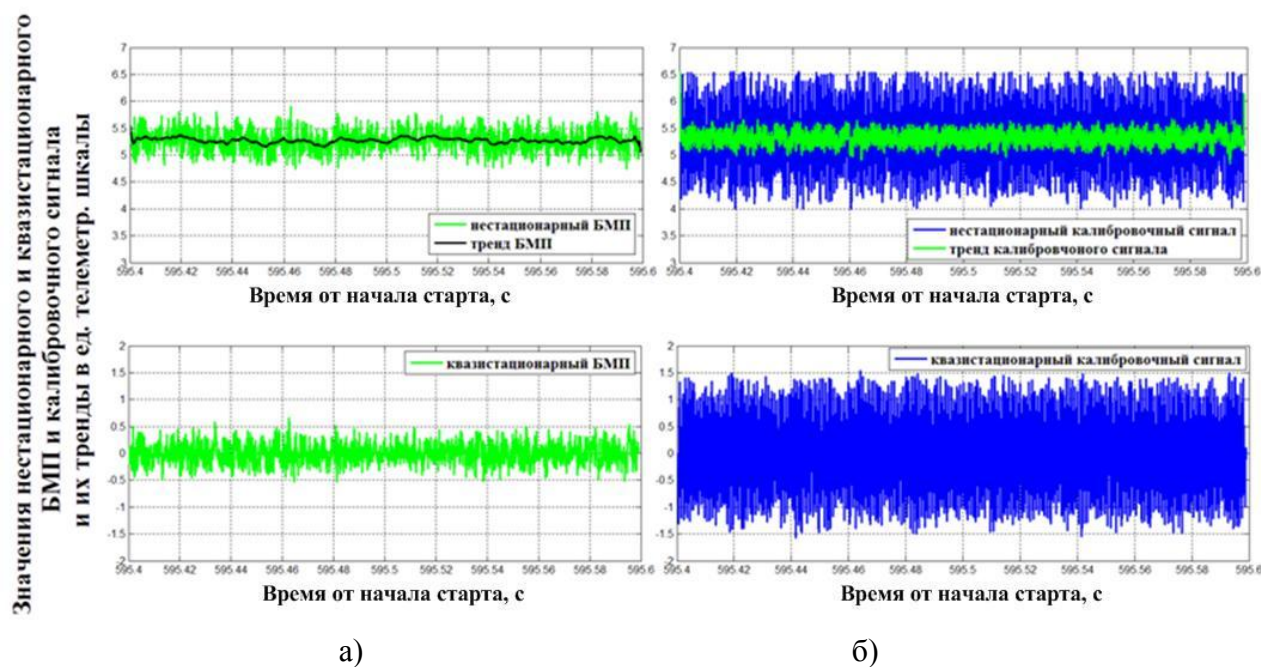


Рис. 5. Реализация тренда квазистационарного БМП и калибровочного сигнала

Алгоритм обработки БМП и калибровочного сигнала в частотной области позволяет проводить оценку степени искажения амплитудного спектра БМП из-за влияния низкочастотной шумовой составляющей помехи с определением интервальной оценки вычисления как квазистационарных, так и нестационарных данных.

Результаты моделирования показывают (рис. 6), что после приведения нестационарного участка БМП к квазистационарному виду на основе динамического оконно-веса преобразования Фурье интервальные оценки по величине относительной погрешности результатов измерений БМП на анализируемых частотах уменьшаются в среднем на 1,6–4,7 %, в зависимости от отношения сигнал/шум.

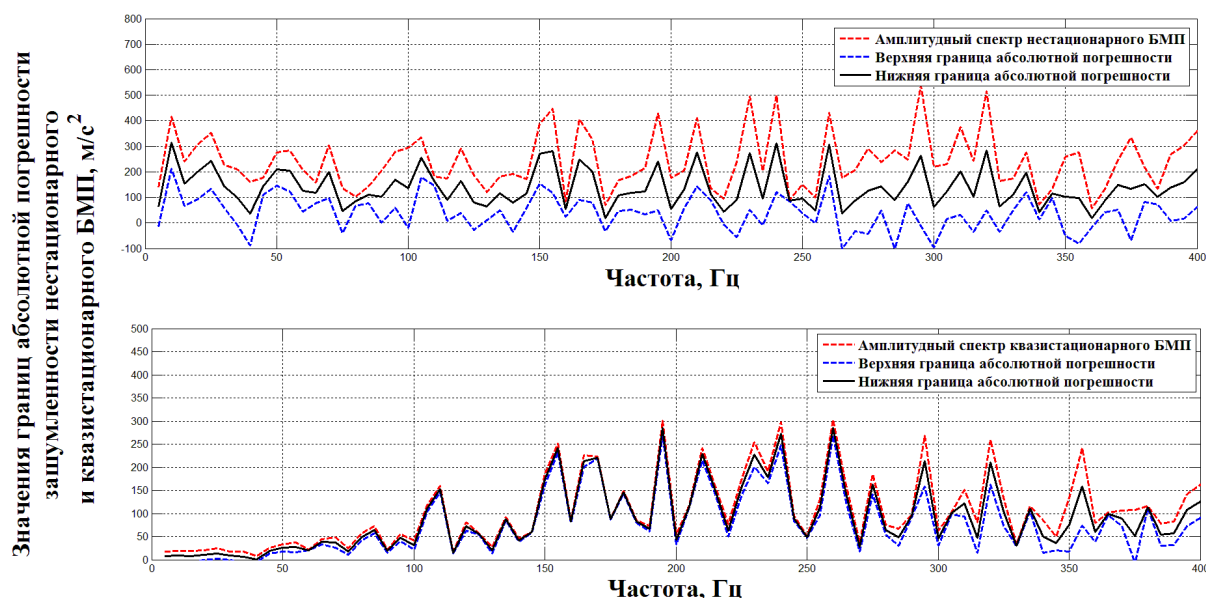


Рис. 6. Амплитудный спектр нестационарного и квазистационарного БМП

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате приведения нестационарного БМП к квазистационарному виду на основе динамического оконно-веса преобразования Фурье наблюдается уменьшение степени влияния шумовой составляющей на результаты измерений БМП, в зависимости от отношения сигнал/шум. Это, в свою очередь, приводит к повышению точности обработки телеметрической информации.

Список используемых источников

1. Бендат Дж. Основы теории случайных шумов и ее применение / пер. с англ. ВА. Васина, И.Б. Власова, Ю.М. Егорова; под ред. Ю.Б. Федорова // Информационные технологии в радиотехнических системах – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 672 с.
2. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: АКАДЕМА, 2003. – 576 с.
3. Ахмеджанов А.Э., Лоскутов А.И. Корреляционная обработка быстроменяющихся параметров в спектральной области // Сборник докладов XIV всероссийской НПК. – Ярославль, 2013. – С. 115–118.
4. Лоскутов А.И., Ахмеджанов А.Э. Компенсация тренда на основе динамического оконно-веса преобразования // Сборник статей, докладов и сообщений межвузовского научно-технического семинара. Санкт-Петербург, апрель / МВАА. – 2013. – № 32. – С. 30–34.
5. Ахмеджанов А.Э., Терентьев В.Н., Лугинин А.А. Способ приведения нестационарных данных к стационарному виду динамическим «оконно-весовым» методом // Сборник научных материалов XI всероссийской НПК. – Ярославль, 2010. – С. 85–90.

А.Б. Артюшкин,
кандидат техн. наук;
А.А. Бянкин,
кандидат техн. наук, доцент;
А.С. Дуников,
кандидат техн. наук;
А.И. Лоскутов,
доктор техн. наук, доцент

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОГРАММНЫХ ОБУЧАЮЩИХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ ПОДГОТОВКЕ НОМЕРОВ РАСЧЕТОВ ПОЛИГОННОГО КОМПЛЕКСА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

Статья посвящена решению задачи повышения результативности применения полигонного комплекса телеметрических измерений при проведении сеансов измерений в ходе пусков изделий ракетно-космической техники. Решение данной задачи основано на повышении уровня обученности номеров расчета полигонного комплекса телеметрических измерений за счет внедрения в систему их подготовки программных обучающих комплексов, способных имитировать функциональные возможности штатных образцов вооружения и военной техники.

Ключевые слова: полигонный измерительный комплекс, информационно-телеметрическое обеспечение, программный обучающий комплекс, уровень обученности.

ВВЕДЕНИЕ

Современный этап развития вооружения и военной техники полигонных измерительных комплексов характеризуется высокой степенью автоматизации, сложности и информатизации [1]. Данная техника преимущественно имеет программно-аппаратную реализацию, что накладывает дополнительные требования к подготовке специалистов. При этом качество решения задач по предназначению в большой мере зависит от уровня обученности номеров расчета, от представления данными специалистами роли и места решаемых ими частных задач, осознания ими процессов функционирования эксплуатируемого оборудования. При этом обучение номеров расчетов непосредственно на штатных образцах техники является достаточно неэффективным подходом, связанным с необходимостью дополнительного нецелевого задействования каналов связи, привлечения большого числа специалистов, эксплуатирующих сопрягающиеся образцы вооружения и военной техники, расхода гарантийного ресурса используемой техники. Одним из способов снижения данного вида затрат являются разработка и внедрение программных комплексов (ПК), позволяющих имитировать весь цикл приема, регистрации и обработки информации на общепромышленных персональных электронно-вычислительных машинах (ПЭВМ) без задействования штатных образцов вооружения и военной техники (ВВТ).

Такой подход дает возможность использовать при подготовке специалистов программные тренажеры для имитации процессов функционирования сложных комплексов и выполнения технологических процессов. Это обусловлено тем, что в процессе испытаний и управления взаимодействие оператора с объектами испытаний и управления осуществляется через интерфейс оператор – ЭВМ. Применение ПК может принести значительный экономический и временной выигрыш за счет сокращения сроков обучения, повышения эффективности подготовки и переподготовки специалистов и расчетов испытательных частей и частей управления, возможности моделирования внештатных ситуаций и т.д.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОЦЕНИВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОГРАММНЫХ ОБУЧАЮЩИХ КОМПЛЕКСОВ

Проведение летно-конструкторских испытаний обеспечивается комплексом средств измерений, сбора и обработки информации, который представляет собой совокупность сооружений, взаимосвязанных между собой технических средств и программного обеспечения полигонного измерительного комплекса [3].

Комплекс средств измерений, сбора и обработки информации при запуске различных изделий РКТ создается как оперативное формирование в следующем составе:

- полигонный измерительный комплекс;
- наземный автоматизированный комплекс управления;
- интегрированная система информационного обмена;
- мультисервисная цифровая сеть связи.

При этом наиболее важным звеном в составе комплекса средств измерений, сбора и обработки информации является полигонный комплекс телеметрических измерений, который в рамках информационно-телеметрического обеспечения запусков изделий РКТ решает следующие задачи [4]:

- прием и регистрацию ТМИ;
- сбор ТМИ;
- экспресс-обработку ТМИ;
- оперативную обработку ТМИ;
- обмен результатами оперативной обработки ТМИ;
- полную послеполетную обработку ТМИ.

Следовательно, основными целями применения полигонного комплекса телеметрических измерений являются регистрация, сбор и обработка ТМИ, так как именно по результатам ее анализа принимается важное решение о подтверждении заданных летно-технических характеристик и оценки технического состояния систем и блоков изделий РКТ.

На основе анализа работы [5] следует сделать заключение, что качество решения полигонным измерительным комплексом возложенных на него задач характеризуется ресурсоемкостью W , оперативностью T и результативностью R . Применительно к рассматриваемым задачам ресурсоемкость определяется количеством средств и материальных ресурсов, задействованных при проведении сеанса измерений и обработке телеметрической информации. При этом ресурсоемкость определяется следующим образом:

$$W = \sum_{i=1}^n M_i c_k(t), \quad (1)$$

- где M_i – обозначение факта задействования образцов ВВТ в проведении сеанса измерений (приема и регистрации ТМИ, сбора и передачи ТМИ по каналам связи, обработки ТМИ), при этом i определяет вид задействованных образцов ВВТ ($i = 1, \dots, n$), а значение M – количество образцов вида i ;
- c_k – величина ресурса, расходуемого за единицу времени работы образца ВВТ (в качестве ресурса, как правило, рассматривается расход материально-технических, энергетических, информационных, временных, финансовых, людских и других затрат C в единицу времени применения образца ВВТ),
- t – $c_k \in C$. При рассмотрении разнородных ресурсов значение c_k должно быть нормированным; продолжительность времени задействования образца ВВТ при решении целевой задачи.

Показатель оперативности характеризуется расходом операционного времени, необходимого для достижения цели операции. При решении целевых задач полигонным измерительным комплексом в рамках информационно-телеметрического обеспечения результативность оценивается суммарным расходом времени на регистрацию, сбор, обработку и анализ ТМИ, необходимым для определения результатов проведения летно-конструкторских испытаний изделия РКТ, который вычисляется следующим образом:

$$T = t_{\text{регистр.}} + t_{\text{сбор}} + t_{\text{обработ.}} + t_{\text{анализ.}} \quad (2)$$

Результативность характеризуется *качеством решения* целевой задачи, которое вырабатывается измерительным комплексом. Результативность является комплексным показателем и может подвергаться разложению на большое множество составляющих. При этом, как правило, составляющие результативности делятся на целевые и обеспечивающие [6], которые имеют различное функциональное влияние на общую результативность. Исходя из этого общая результативность описывается как

$$R = f(R_j \cap \Delta), \quad (3)$$

где R_j – целевые и обеспечивающие составляющие результативности;

Δ – накладываемые ограничения.

В общем виде для повышения эффективности решения целевых задач полигонным измерительным комплексом необходимо обеспечить снижение ресурсоемкости или увеличение оперативности и результативности. При этом стоит отметить, что при решении задачи повышения эффективности применения полигонного измерительного комплекса необходимо определить ограничения решения задачи, в противном случае повышение (снижение) одного из компонент (показателей) эффективности приведет к снижению (повышению) другого компонента.

Системный анализ задач, решаемых полигонным измерительным комплексом при подготовке и запуске изделий РКТ, проведенный на основе работы [2], показал, что результативность выполнения полигонным измерительным комплексом целевых задач напрямую связана с уровнем обученности номеров расчета $R_{\text{обуч.}}$.

Задача оценивания прироста эффективности применения по предназначению полигонного измерительного комплекса за счет повышения уровня обученности номеров расчета может быть сформулирована следующим образом. Пусть R_j – показатель результативности реализации j -операции. При этом $R_{\text{обуч.}}$ является главным из всех возможных показателей, принадлежащих множеству \mathbf{R} . В соответствии с применяемым методом главной компоненты внедрение различных подходов по подготовке номеров боевого расчета полигонного измерительного комплекса является успешным, если $R_{\text{обуч.}}$ имеет значение, не превышающее заданного значения $R_{\text{обуч.исх}}$ с учетом накладываемых ограничений и при условии минимизации расходуемых ресурсов полигонного измерительного комплекса. В качестве заданного значения уровня обученности номеров расчета рассматривается исходное значение данного уровня до внедрения обучающими комплексами $R_{\text{обуч.исх}}$ наиболее существенного расходуемого ресурса – назначенный срок службы образца вооружения и военной техники.

Решение задачи осуществляется при ограничениях на оперативность $T^{\text{оп}}$ и ресурсоемкость $W^{\text{оп}}$, которые сводятся:

– во-первых, к несущественности влияния показателя оперативности T на уровень обученности номеров боевого расчета $R_{\text{обуч.}}$ в связи с осуществлением мероприятий по подготов-

ке расчетов до выполнения задач по подготовке и пуску изделия РКТ (иными словами, оперативность T решения целевой задачи не изменяется);

– во-вторых, к неизменности значений расхода ресурсов $c_k \in \mathbf{C}$, потребляемых за единицу времени работы образца вооружения и военной техники, за исключением назначенного срока службы образца ВВТ z .

Математическая постановка задачи описывается следующим образом:

$$\begin{cases} R_{\text{обуч}} \rightarrow \max |_{W \rightarrow \min}, \text{ где } R_{\text{обуч}} \in \mathbf{R}; \\ \Delta : T^{\text{огр}} \cup W^{\text{огр}}; \\ T^{\text{огр}} = \text{const}; \\ W^{\text{огр}} : c_k = \text{const}, c_k \in \mathbf{C}, z \subset c_k, z \setminus \mathbf{C}. \end{cases} \quad (4)$$

Одним из подходов, который позволяет удовлетворить поставленным условиям задачи, являются разработка и внедрение обучающих программно-аппаратных комплексов подготовки номеров боевого расчета, функционально имитирующих образцы ВВТ полигонного измерительного комплекса.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПРОГРАММНОГО ОБУЧАЮЩЕГО КОМПЛЕКСА

Техническую основу полигонного комплекса телеметрических измерений составляют средства приема (M_1), регистрации ТМИ (M_2), сбора (M_3) и экспресс-анализа результатов телеизмерений (M_4), а также средства обработки (M_5) и анализа ТМИ (M_6). Исходя из состава применяемых средств, сформулируем основные типовые требования, предъявляемые к обучающим комплексам:

- обучающий комплекс должен обладать функциями контроля и оценки теоретических знаний номеров боевого расчета полигонного измерительного комплекса;
- обучающий комплекс должен обладать функциональными возможностями по электронному обращению к эксплуатационной и технической документации;
- обучающий комплекс должен обладать функциональными возможностями по подготовке к работе и настройке антенно-фидерных систем приема ТМИ (M_1);
- обучающий комплекс должен обладать функциональными возможностями по подготовке к работе и настройке наземных приемно-регистрирующих станций (M_2);
- обучающий комплекс должен обладать функциональными возможностями по конфигурированию каналов передачи информации от наземных приемно-регистрирующих станций к комплексам обработки и анализа ТМИ (M_3);
- обучающий комплекс должен обладать функциональными возможностями по проведению репортажа и экспресс-анализа ТМИ, принимаемой в процессе сеанса измерений (M_4);
- обучающий комплекс должен обладать функциональными возможностями по подготовке зарегистрированной ТМИ к ее математической обработке, а также по формированию единой записи телеметрической информации (M_5);
- обучающий комплекс должен обладать функциональными возможностями по проведению полной слепополетной обработки медленноменяющихся и быстроменяющихся телеметрируемых параметров (M_6);
- в обучающем комплексе должно быть предусмотрено введение случаев возникновения нештатных ситуаций (неисправностей, отказов аппаратуры);
- обучающий комплекс должен иметь удобный в использовании интерфейс, отвечающий требованиям эргономики;

- разработка обучающегося комплекса должна осуществляться на современных языках имитационного моделирования;
- обучающий комплекс должен быть построен на принципах кроссплатформенности и не зависеть от вида операционной системы, применяемой на ПЭВМ.

Реализация данных требований позволит создать универсальный учебно-тренажерный модуль, эффективно используемый при подготовке номеров боевого расчета полигонного измерительного комплекса и реализующий основные принципы интерактивного обучения и имитирующий основные образцы ВВТ полигонного измерительного комплекса ($M_1 - M_6$).

Для осуществления практической подготовки номеров расчета разработан учебно-тренажерный модуль, который позволяет реализовать большую часть из предъявляемых требований. Структурно-логическая схема модуля представлена на рис. 1.

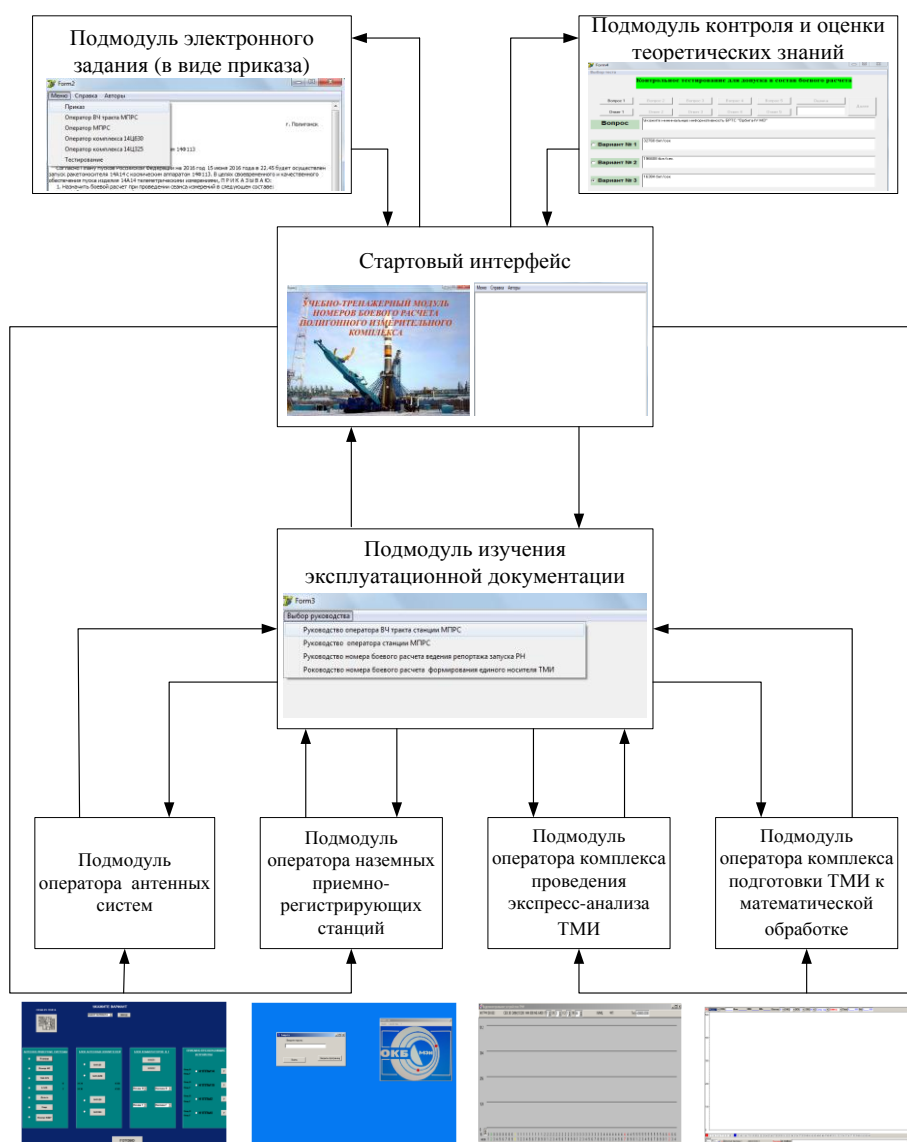


Рис. 1. Структурно-логическая схема учебно-тренажерного модуля

Запуск всех приложений (подмодулей) осуществляется из общего стартового интерфейса обучающего комплекса.

В обучающем комплексе имитируются не только выполнение технических мероприятий применения комплексов вооружения и военной техники по предназначению, но и организа-

ционные мероприятия, в частности электронное доведение приказа о назначении расчета на сеанс измерения. В модуле имеются возможности электронной загрузки эксплуатационной и технической документации имитируемых комплексов вооружения и военной техники.

Для контроля знаний обучающихся в комплекс включен подмодуль контроля и оценки теоретических знаний. Тематика контрольных вопросов позволяет оценить знания, умения и навыки номеров расчета связанные с подготовкой аппаратуры к работе и непосредственным выполнением задач по предназначению.

С точки зрения функционального применения образцов вооружения и военной техники в учебно-тренажерном модуле имитируются следующие процессы:

- подготовка к работе и настройка антенно-фидерных систем приема ТМИ (M_1);
- подготовка к работе и настройка наземных приемно-регистрирующих станций ТМИ (M_2) [наземная приемно-регистрирующая станция МПРС];
- проведение репортажа и экспресс-анализа ТМИ (M_4);
- подготовка ТМИ к математической обработке (M_5).

Данные функциональные возможности реализованы в отдельных независимых подмодулях, что позволяет осуществлять подготовку номеров расчетов дифференцированно по требуемым внимания вопросам.

Учебно-тренажерный модуль реализован в объектно-ориентированных средах имитационного моделирования Delphi и C++. Он включает в себя как самостоятельно разработанное программное обеспечение, так и специальное программно-математическое обеспечение штатных комплексов вооружения и военной техники регистрации и обработки ТМИ, разработанное предприятиями промышленности, интегрированное в учебно-тренажерный модуль.

ПЛАНИРУЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ВНЕДРЕНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБУЧАЮЩЕГО КОМПЛЕКСА В ПРОЦЕСС ПОДГОТОВКИ РАСЧЕТОВ ПОЛИГОННОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА

Оценивание уровня обученности номеров расчета целесообразно проводить на заранее заданном временном промежутке. Исходя из специфики и типового графика подготовки, данный промежуток времени соответствует одному календарному месяцу. Из-за особенностей оценивания уровня обученности решение поставленной задачи осуществляется с использованием опытных и расчетных данных.

Подготовка расчетов полигонного измерительного комплекса включает в себя два этапа:

- этап заблаговременной подготовки расчетов;
- этап непосредственной подготовки расчетов к выполнению задач.

Причем применение обучающих комплексов возможно только на этапе заблаговременной подготовки.

Применение штатных образцов вооружения и военной техники осуществляется во время проведения комплексных тренировок расчета, организуемых, как правило, еженедельно. Продолжительность проведения одной комплексной тренировки составляет четыре часа. По результатам проведения каждой комплексной тренировки осуществляется оценивание практических навыков каждого номера расчета с оформлением зачетных ведомостей. Исходные численные результаты уровня обученности одного расчета полигонного измерительного комплекса приведены в табл. 1. При этом в качестве уровня обученности номеров расчета рассмотрен средний балл по результатам оценивания практических навыков при проведении комплексной тренировки.

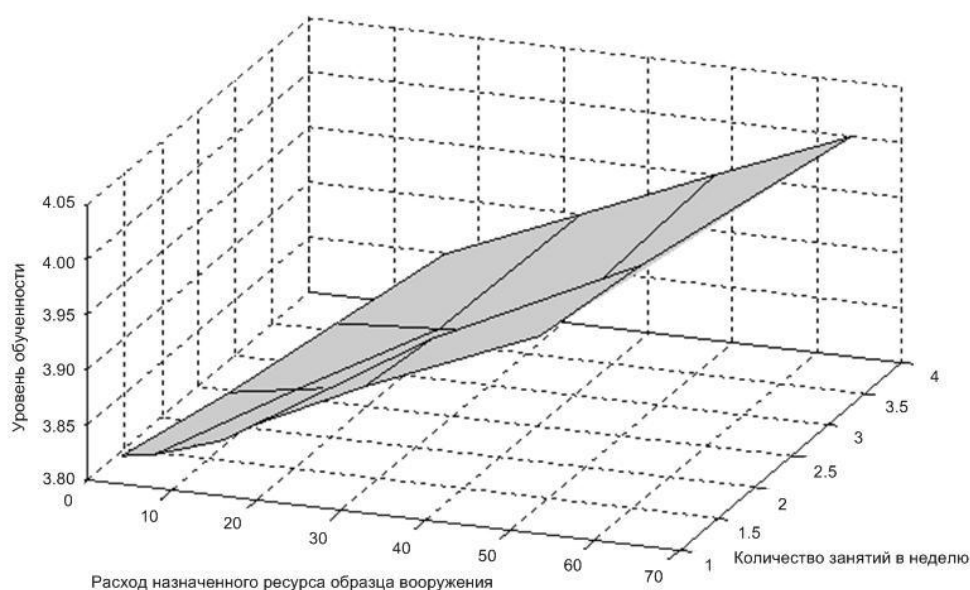
Как и следовало ожидать, рост уровня обученности более значителен – 3,9% по сравнению с 0,8% – при максимальном количестве занятий в неделю.

Таблица 1

Исходный уровень обученности номеров расчета

Характеристика уровня обученности	1-я неделя	2-я неделя	3-я неделя	4-я неделя
Средний балл $R_{\text{обуч. исх}}$ (1 занятие в неделю)	3,82	3,83	3,84	3,85
Средний балл $R_{\text{обуч. исх}}$ (2 занятия в неделю)	3,83	3,85	3,87	3,9
Средний балл $R_{\text{обуч. исх}}$ (3 занятия в неделю)	3,84	3,87	3,9	3,95
Средний балл $R_{\text{обуч. исх}}$ (4 занятия в неделю)	3,85	3,86	3,88	4,0

Графические результаты оценивания уровня обученности номеров расчета при использовании одного комплекта ВВТ представлены на рис. 2.

Рис. 2. Результаты оценивания исходного уровня обученности номеров расчета при $M=1$

По одной из горизонтальных осей графика отложены значения возможного расхода назначенного ресурса образца вооружения в часах для случая, если обучение проходило бы на штатной технике. На практике результаты расхода ресурса будут значительно выше, так как при проведении комплексных тренировок применяются несколько однотипных образцов ВВТ (к примеру, на комплексной тренировке используется до 4-6 наземных приемно-регистрирующих станций) [7].

Результаты оценивания уровня обученности номеров расчета при проведении занятий на всех доступных для программного обучающего комплекса ВВТ ($M_1 - M_6$) представлены на рис. 3.

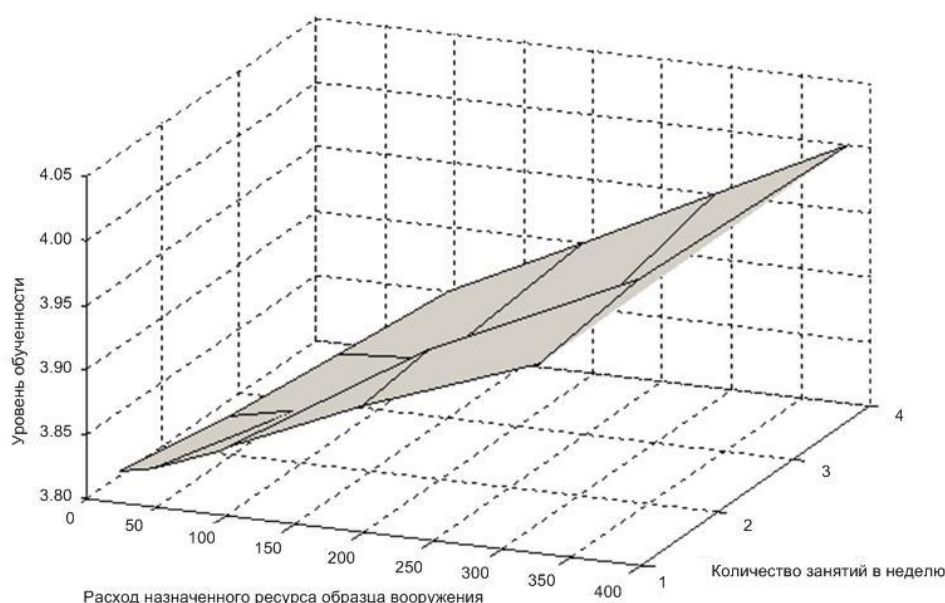


Рис. 3. Результаты оценивания исходного уровня обученности номеров расчета при $M=6$

Результаты апробации применения обучающих комплексов при проведении комплексных тренировок расчета, представленные в табл. 2. Они показали, что за счет использования интерактивных форм обучения и концепции совместной отработки вопросов проведения сеанса измерений каждым номером расчета, не только на закрепленном образце ВВТ, но и на сопрягающихся образцах, уровень обученности личного состава вырос.

Таблица 2

Результаты оценивания уровня обученности номеров расчета после внедрения обучающего комплекса

Характеристика уровня обученности	1-я неделя	2-я неделя	3-я неделя	4-я неделя
Средний балл $R_{\text{обуч}}$ (1 занятие в неделю)	3,96	3,98	4,0	4,2
Средний балл $R_{\text{обуч}}$ (2 занятия в неделю)	3,98	4,0	4,2	4,4
Средний балл $R_{\text{обуч}}$ (3 занятия в неделю)	4,0	4,2	4,4	4,5
Средний балл $R_{\text{обуч}}$ (4 занятия в неделю)	4,2	4,4	4,6	4,7

При этом значительно изменилась динамика прироста обученности: в зависимости от интенсивности занятий рост уровня обученности по сравнению с первой неделей обучения может составлять от 6 до 12%, а прирост относительно результатов расчетов обучавшихся только на штатных средствах составил 10–22%. Данный результат является следствием более

полной загрузки обучающихся в ходе проведения занятий и, соответственно, более эффективного использования учебного времени.

Таким образом, применение обучающих комплексов по подготовке номеров расчета позволяет повысить результативность решения целевых задач полигонным измерительным комплексов за счет повышения уровня обученности номеров расчета путем увеличения интенсивности их подготовки без задействования штатных образцов ВВТ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение учебно-тренажерных средств при подготовке специалистов, осуществляющих эксплуатацию различных комплексов ВВТ полигонного комплекса телеметрических измерений, позволит качественно повысить эффективность их применения при подготовке и пуске изделия РКТ, которое обусловлено повышением уровня их профессиональной обученности на 10–22 %.

Список используемых источников

1. Телеметрия: учебник / А.И. Лоскутов, А.А. Бянкин, Г.И. Козырев и др. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – 343 с.
2. *Меньшиков В.А.* Полигонные испытания. – М.: Космо, 1997. – Кн. 1. – 416 с.
3. МГОСТ Р 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения [введ. 01.17.2011]. – М.: Стандартиформ, 2011. – 28 с.
4. Программа работы комплекса средств измерений, сбора и обработки информации ракеты космического назначения «Рокот» при запуске блока космического аппарата 14С137-04. – Утверждена командующим Космическими войсками 13 апреля 2011 года. – М., 2011. – 38 с.
5. *Петухов Г.Б.* Основы теории эффективности целенаправленных процессов. – Л.: МО СССР, 1989. – Ч.1: Методология, методы, модели. – 660 с.
6. *Петухов Г.Б., Якунин В.И.* Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем. – М.: АСТ, 2006. – 504 с.
7. *Воронцов В.Л.* Методы разнесенного приема телеметрической информации и условия их применения в процессе развития телеметрического комплекса космодрома. – 2-е изд., перераб. и доп. – Набережные Челны: Камская гос. инженерно-экономическая академия, 2009. – 284 с.

К.В. Бакурский,
кандидат техн. наук;
Т.О. Мысливцев,
доктор техн. наук, доцент;
В.И. Невзоров,
кандидат техн. наук, доцент;
В.Ф. Павский,
кандидат техн. наук, доцент
Н.В. Радионов,
доктор экономических наук, доцент

ОСОБЕННОСТИ ЧАСТОТНОЙ СИНХРОНИЗАЦИИ КРУПНОГАБАРИТНОЙ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Представлены результаты моделирования и исследования активной фазированной антенной решетки для солнечной космической энергостанции.

Ключевые слова: солнечная космическая энергостанция, синхронизация сверхвысокочастотного излучения, активные фазированные решетки.

Одним из перспективных направлений современной альтернативной энергетики является создание фотоэлектрических солнечных космических энергостанций (СКЭС), осуществляющих сбор солнечной энергии в Космосе и передачу ее наземным потребителям посредством направленного управляемого сверхвысокочастотного (СВЧ) излучения, преобразуемого в пункте приема в энергию постоянного тока [1]. Сбор солнечной энергии производится с помощью солнечных батарей (панелей), а передача – путем преобразования солнечной энергии в энергию СВЧ колебаний посредством использования, например, полупроводниковых активных фазированных антенных решеток (АФАР). В состав АФАР входит ансамбль идентичных активных модулей, содержащих синхронизированные по частоте полупроводниковые автогенераторы СВЧ.

Одним из важных требований к системе, учитывая фактор космического базирования станции, являются минимизация высокочастотных потерь и упрощение конструкции антенной решетки. Поскольку речь идет о передаче на частоте 2450 МГц мощностей, достигающих сотен и тысяч мегаватт [2], то диаметр излучающей апертуры круглой АФАР может составлять десятки и сотни метров. Для учета задержки сигналов, отраженных от различных областей апертуры таких размеров, требуется принимать меры по их синхронизации. При больших размерах антенны система с пространственной синхронизацией частоты, не имея в своем составе элементов разводки СВЧ синхросигнала, присущих системе с внутренней синхронизацией частоты, значительно упрощает диаграммообразующую систему АФАР, в том числе ее конструкцию, а при указанных выше диаметрах становится безальтернативной. Однако применение пространственной системы синхронизации частоты связано с решением конструкторско-компоновочных задач по размещению в космическом пространстве жестко связанных конструкций АФАР и антенны синхронизатора. При этом целесообразно размещение антенны синхронизатора соосно с круглой апертурой АФАР (рис. 1).

Система пространственной синхронизации частоты при соосном расположении на расстоянии $R = R_0$ полагает наличие антенны синхронизатора 2, излучающего синхронизирующие СВЧ колебания в пределах образующих линий 1 диаграммы направленности излучения в направлении полотна АФАР 3 диаметром d_Σ , и цепей синхронизации по частоте автогенераторов активных модулей антенны, подключенных к парциальным приемопередающим эле-

ментам решетки. Принятые антенной колебания поступают в автогенератор, приводя, в силу эффекта затягивания частоты, к установлению частоты автогенератора, равной синхронизирующей, в пределах полосы синхронизации, определяемой коэффициентом усиления синхронизируемого автогенератора k_{c1} [3]. С ростом коэффициента усиления k_{c1} (отношение выходной мощности единичного автогенератора к мощности поступающего в него синхросигнала) полоса синхронизации уменьшается.

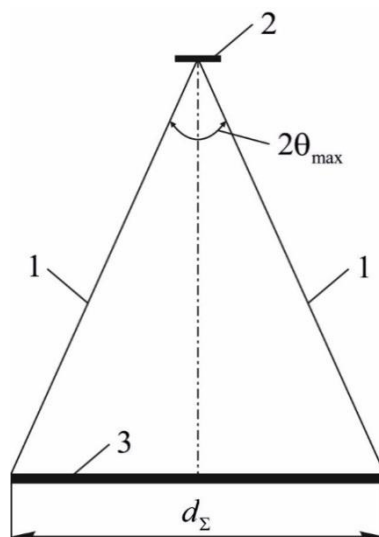


Рис. 1. Взаимное расположение АФАР СКЭС и антенны синхронизатора:
1 – образующие линии диаграммы направленности излучения синхронизатора;
2 – антенна синхронизатора; 3 – АФАР

Для оптимального функционирования АФАР с рассматриваемой системой синхронизации необходимо обеспечить приблизительно одинаковые условия работы активных модулей всего ансамбля путем такого облучения полотна АФАР СВЧ колебаниями антенны синхронизатора, при котором мощность колебаний, принятых элементами АФАР, независимо от их расположения на ее поверхности, оказывалась бы неизменной, а коэффициент усиления автогенераторов оставался одинаковым.

Рассмотрим возможность реализации указанных условий. В качестве параметра системы удобно рассматривать угловой размер $2\theta_{max}$ полотна АФАР относительно антенны синхронизатора, ограничиваемый крайними образующими линиями диаграммы направленности (ДН) излучения синхронизатора $R = R_k$. При этом параметры такой АФАР существенно зависят от формы диаграммы направленности антенны синхронизатора.

Мощность синхронизирующих сигналов на выходе i -го элемента такой решетки, в том числе и расположенного на краю апертуры АФАР, составит

$$P_{ci}(R_i, \theta_i) = P_{cmax}(R) \left(\frac{R}{R_i}\right)^2 F_c^2(\theta_i) A_1 F_1^2(\theta_i) = P_{cmax}(R) \left(\frac{R}{R_k}\right)^2 F_c^2(\theta_{max}) A_1 F_1^2(\theta_{max}). \quad (1)$$

В формуле (1) введены следующие обозначения: $P_{cmax}(R)$ – плотность потока мощности излучения антенны синхронизатора в направлении максимума излучения на расстоянии R ; A_1 – эффективная площадь элемента решетки АФАР; $F_c(\theta_i)$ и $F_1(\theta_i)$ – соответственно амплитудные диаграммы направленности антенны синхронизатора и отдельного элемента АФАР, нормированные к их максимальным значениям.

Из физических соображений следует, что максимум диаграммы направленности антенны синхронизатора в рассматриваемом случае должен быть направлен на край полотна АФАР. Тогда выражение (1) принимает вид:

$$P_{ci}(R_i, \theta_i) = P_{cmax} \left(\frac{R_k}{R_i}\right)^2; \quad F_c^2(\theta_i) A_1 F_1^2(\theta_i) = P_{cmax} \quad A_1 F_1^2(\theta_{max}).$$

Из полученного равенства вытекает соотношение

$$\frac{\left(\frac{R_k}{R_i}\right)^2 F_c^2(\theta_i) F_1^2(\theta_i)}{F_1^2(\theta_{\max})} = \frac{\left(\frac{\cos \theta_i}{\cos \theta_{\max}}\right)^2 F_c^2(\theta_i) F_1^2(\theta_i)}{F_1^2(\theta_{\max})} = 1,$$

из которого следует, что необходимая форма ДН антенны синхронизатора должна иметь вид

$$F_c(\theta) = \frac{F_1(\theta_{\max}) \cos \theta_{\max}}{F_1(\theta) \cos \theta_i}.$$

В частности, при использовании в качестве элементов АФАР планарных излучателей, нормированная диаграмма направленности которых хорошо аппроксимируется функцией вида $F_1(\theta) = \cos \theta$, требуемая диаграмма направленности антенны синхронизатора

$$F_c(\theta) = \left(\frac{\cos \theta_{\max}}{\cos \theta}\right)^2. \quad (2)$$

Следует заметить, что полученная формула соответствует идеализированному случаю, когда вся мощность излучения антенны синхронизатора перехватывается апертурой АФАР, а диаграмма направленности скачкообразно уменьшается до нуля за пределами угла θ_{\max} . Поэтому она может быть реализована лишь приближенно, например, на основе использования в качестве антенны синхронизатора антенной решетки с достаточно большими по сравнению с длиной волны размерами. Тем не менее использование при анализе такой ДН позволит определить потенциальные возможности АФАР для идеализированного случая, когда параметры работы всех активных модулей в решетке идентичны.

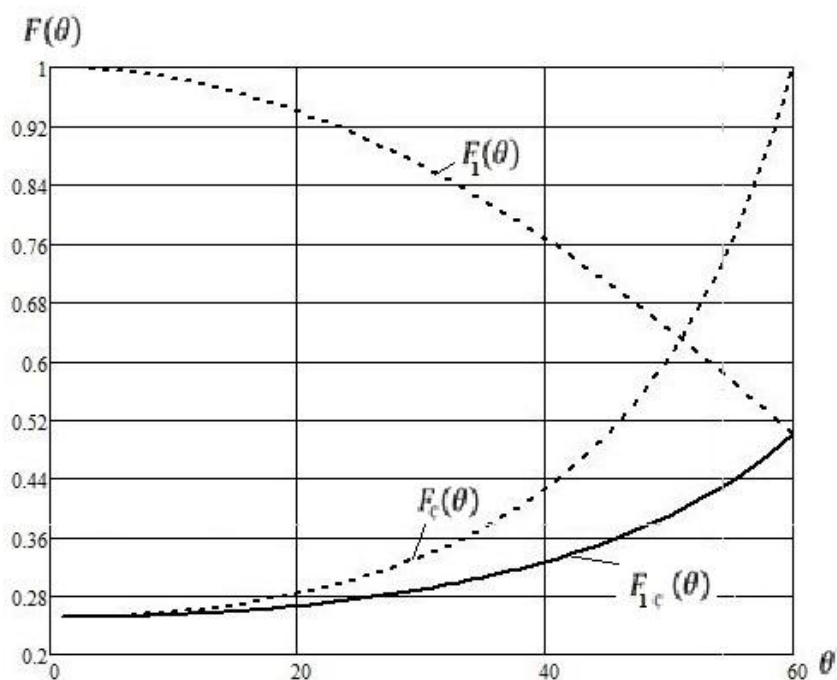


Рис. 2. Нормированные диаграммы направленности: $F_1(\theta)$ – излучателя; $F_c(\theta)$ – синхронизатора; $F_{1c}(\theta)$ – произведение $F_{1c}(\theta) = F_1(\theta)F_c(\theta)$

На рис. 2 представлены нормированные диаграммы направленности единичного излучателя АФАР $F_1(\theta)$, антенны синхронизатора $F_c(\theta)$ и их произведение $F_{1c}(\theta) = F_1(\theta)F_c(\theta)$ для угла $\theta_{\max} = 60^\circ$.

Для оценки условий реализации АФАР с пространственной синхронизацией частоты определим связь между излучаемой АФАР мощностью P_Σ , излучаемой мощностью антенны синхронизатора $P_{c\Sigma}$, диаметром антенны d_Σ , геометрическими параметрами антенны синхронизатора и расстоянием R_0 между центрами искомых антенн при их соосном расположении (см. рис. 1).

Мощность излучения антенны синхронизатора

$$P_{c\Sigma} = 2\pi\Pi_K R_K^2 \int_{\theta=0}^{\theta_{\max}} F_c^2(\theta) \sin \theta d\theta = -2\pi\Pi_K R_K^2 \int_{\cos\theta=1}^{\cos\theta_{\max}} F_c^2(\theta) d \cos \theta. \quad (3)$$

В случае, если ДН антенны синхронизатора имеет вид (2),

$$P_{c\Sigma} = -2\pi\Pi_K R_K^2 \int_{\cos\theta=1}^{\cos\theta_{\max}} \frac{\cos^4 \theta_m}{\cos^4 \theta} d \cos \theta = 2\pi\Pi_K R_K^2 \frac{1 - \cos^3 \theta_{\max}}{3} \cos \theta_{\max}. \quad (4)$$

Соответственно мощность излучения антенны синхронизатора

$$P_{c\Sigma} = \frac{8P_{\Sigma}(1 - \cos^3 \theta_{\max}) \cos \theta_{\max}}{3k_{c1} \sin^2 2\theta_{\max}},$$

откуда следует соотношение

$$\frac{k_{c1} P_{c\Sigma}}{P_{\Sigma}} = \frac{8(1 - \cos^3 \theta_{\max}) \cos \theta_{\max}}{3 \sin^2 2\theta_{\max}}. \quad (5)$$

Это соотношение, а также формула для расстояния между антеннами в виде

$$R_0/d_{\Sigma} = 0.5 \operatorname{ctg} \theta_{\max} \quad (6)$$

зависят только от углового размера полотна АФАР $2\theta_{\max}$.

Полученные формулы позволяют при заданных величинах мощности излучения P_{Σ} , коэффициенте усиления автогенератора k_{c1} и угловом размере полотна АФАР $2\theta_{\max}$ определить мощность излучения антенны синхронизатора $P_{c\Sigma}$ и соотношение диаметра АФАР d_{Σ} и расстояния от полотна АФАР до антенны синхронизатора R_0 . Графики зависимости величин $k_{c1} P_{c\Sigma}/P_{\Sigma}$ и R_0/d_{Σ} от угла θ_{\max} , в соответствии с формулами (5) и (6), показаны на рис. 3.

Рассмотрим также случай, когда в качестве антенны синхронизатора используется антенна с круглой апертурой диаметром d_c , полагая в первом приближении, что апертурное распределение в ней синфазное и равноамплитудное, а ширина диаграммы направленности на уровне половинной мощности $2\theta_{0,5c} = 2\theta_{\max}$ (см. рис. 1). При этом заданными являются мощность излучения АФАР P_{Σ} и коэффициент усиления автогенератора на периферии (краю) антенной решетки k_{c1k} . Связь между расстоянием R_0 и размерами излучающих апертур антенн d_c и d_{Σ} при сформулированных выше условиях определим, полагая, что ширина диаграммы направленности антенны синхронизатора на уровне минус 3 дБ в радианах составляет

$$2\theta_{0,5c} \approx \lambda/d_c. \quad (7)$$

Приведенная формула, как известно из теории апертурных антенн [4], дает достаточно точное приближение, если диаметр апертуры превышает длину волны.

При принятых выше условиях мощность излучения $P_{c\Sigma}$ антенны синхронизатора

$$P_{c\Sigma} \approx \Pi_{c\max} R_0^2 \pi \theta_{\max}^2. \quad (8)$$

Соответственно, плотности потока мощности излучения антенны в направлении на центр и на край ($R = R_K$) апертуры АФАР будут равны:

$$\Pi_{c\max} = P_{c\Sigma}/(\pi R_0^2 \theta_{\max}^2) \text{ и } \Pi_{cK}(R_K, \theta_{\max}) = 0.5 P_{c\Sigma}/(\pi R_K^2 \theta_{\max}^2). \quad (9)$$

Мощность синхронизирующих колебаний на выходе антенны расположенного на краю решетки модуля составит

$$P_{c1K}(R_K, \theta_{\max}) = \frac{0.5 P_{c\Sigma} A_1 F_1^2(\theta_{\max})}{\pi R_K^2 \theta_{\max}^2} = \frac{P_{1\Sigma}}{k_{c1k}}, \quad (10)$$

где $P_{1\Sigma}$ – мощность излучения единичного модуля АФАР.

Отсюда мощность излучения отдельного модуля решетки САФАР будет следующей:

$$P_{1\Sigma} = 0,5k_{c1k}P_{c\Sigma}A_1F_1^2(\theta_{\max})/(\pi R_k^2\theta_{\max}^2), \quad (11)$$

она не зависит от расположения активного модуля в пределах полотна АФАР. При условии, что апертура ФАР является заполненной, т.е. сумма $\sum A_1 = \pi d_\Sigma^2/4$, мощность излучения САФАР будет определяться выражением

$$\begin{aligned} P_\Sigma &= \frac{0,5k_{c1k}P_{c\Sigma}\pi d_\Sigma^2 F_1^2(\theta_{\max})}{4\pi R_k^2\theta_{\max}^2} = \frac{0,5k_{c1k}P_{c\Sigma}d_\Sigma^2}{4R_k^2\theta_{\max}^2} F_1^2(\theta_{\max}) = \\ &= \frac{0,5k_{c1k}P_{c\Sigma}\sin^2 2\theta_{\max}}{4\theta_{\max}^2}. \end{aligned} \quad (12)$$

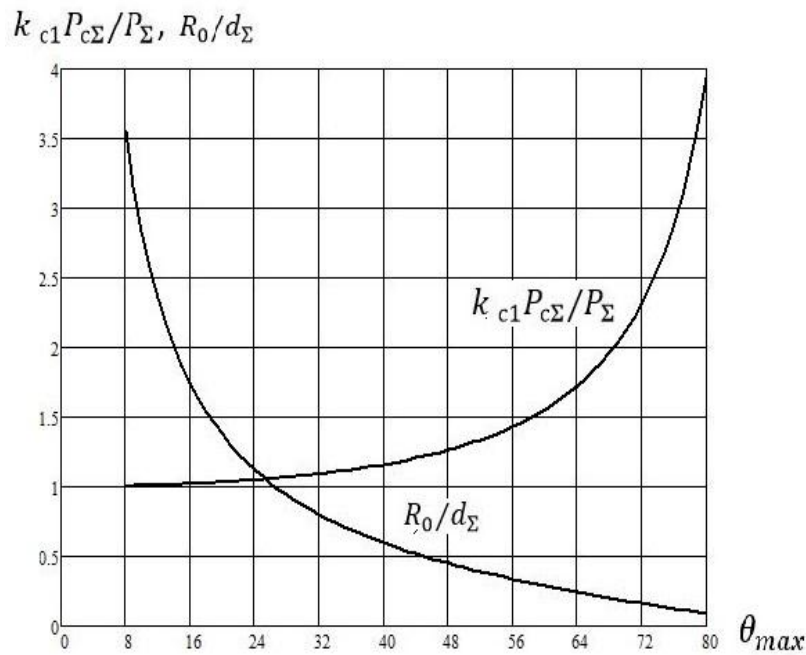


Рис. 3. Зависимости величин $k_{c1}P_{c\Sigma}/P_\Sigma$ и R_0/d_Σ от угла θ_{\max}

Из формулы (12), при нормированной диаграмме излучателя АФАР $F_1(\theta) = \cos \theta$, вытекает следующее выражение для мощности излучения антенны синхронизатора:

$$P_\Sigma = \frac{0,5k_{c1k}P_{c\Sigma}\sin^2 2\theta_{\max}}{4\theta_{\max}^2}.$$

Отсюда следует соотношение

$$\frac{k_{c1k}P_{c\Sigma}}{P_\Sigma} = 2\left(\frac{2\theta_{\max}}{\sin 2\theta_{\max}}\right)^2, \quad (13)$$

которое зависит только от углового размера полотна решетки $2\theta_{\max}$, где

$$\theta_{\max} = \text{arctg}(2R_0/d_\Sigma). \quad (14)$$

Воспользовавшись формулой (7), условием применимости которой для апертурных антенн является соотношение $d_c \geq \lambda$, для формул (13) и (14) получим:

$$2\theta_{\max} = 2\operatorname{arcctg}(2R_0/d_\Sigma) = 2\theta_{0,5c} \approx \frac{\lambda}{d_c}, \quad (15)$$

$$\frac{k_{c1k}P_{c\Sigma}}{P_\Sigma} = 2 \left[\frac{\lambda/d_c}{\sin(\lambda/d_c)} \right]^2. \quad (16)$$

Из формул (15) и (16) следует, что угол $2\theta_{\max} \leq 1$ рад, соответственно, величины $\frac{k_{c1k}P_{c\Sigma}}{P_\Sigma} \leq 2,82$, $R_0/d_\Sigma \geq 1,83$. Графики зависимостей $k_{c1k}P_{c\Sigma}/P_\Sigma$ и R_0/d_Σ от угла θ_{\max} , построенные в соответствии с формулами (13) и (14) с учетом ограничения на величину $2\theta_{\max}$, представлены на рис.4.

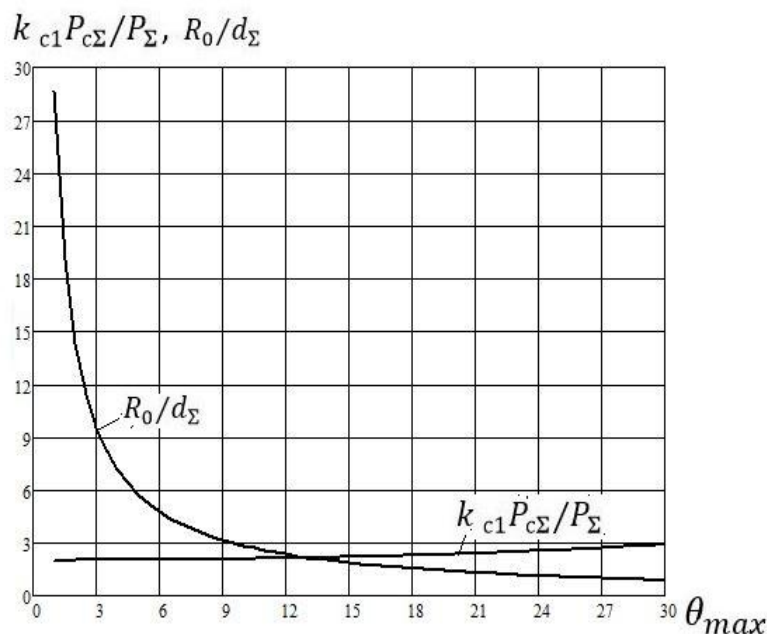


Рис. 4. Зависимости величин $k_{c1k}P_{c\Sigma}/P_\Sigma$ и R_0/d_Σ от угла θ_{\max}

Сравнение зависимостей, показанных на рис. 3 и 4, свидетельствует об общих закономерностях и различиях рассмотренных вариантов антенн синхронизатора. В обоих случаях с уменьшением величины (R_0/d_Σ) , т.е. с ростом угла θ_{\max} , требуемая мощность излучения антенны увеличивается. Это связано с тем, что по мере увеличения угла θ_{\max} возрастает влияние направленных свойств отдельных элементов АФАР при их удалении от центра решетки к ее краю.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены два варианта компоновки АФАР СКЭС. В первом варианте, за счет более рационального использования мощности излучения синхронизатора, обеспечивается энергетический выигрыш в соотношении $\frac{k_{c1k}P_{c\Sigma}}{P_\Sigma}$ при одном и том же значении коэффициента усиления автогенераторов k_{c1k} на краю АФАР – примерно в 2 раза. Кроме того, использование этого варианта позволяет существенно уменьшить удаление антенны синхронизатора от полотна АФАР.

Во втором варианте уменьшение коэффициента усиления автогенераторов к центру полотна АФАР приводит к расширению полосы синхронизации этих модулей, снижает вероятность рассинхронизации автогенераторов в целом.

Важно также отметить, что при выборе размеров антенны синхронизатора необходимо учитывать предельно допустимый уровень плотности потока мощности СВЧ излучения с поверхности антенны.

Список используемых источников

1. United States Patent 3,781,647. Method And Apparatus For Converting Solar Radiation To Electrical Power / Glaser, Peter E. – December 25, 1973. – 12 с.
2. *Гриликес В.А.* Космические солнечные энергостанции. – Л.: Наука, 1986. – 182 с.
3. Радиотехнические устройства СВЧ на синхронизированных генераторах / под ред. Н.Н. Фомина. – М.: Радио и связь, 1991. – 191 с.
4. Справочник по радиолокации: пер. с англ. – М.: Сов. радио, 1977. – Т.2. – 408 с.

Д.Г. Белянин,
кандидат техн. наук;
В.А. Грибакин,
доктор техн. наук доцент;
В.М. Низовцев,
кандидат техн. наук, доцент;
С.Ю. Пирогов,
доктор техн. наук, доцент

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕСУРСА ВОЗВРАЩАЕМОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЛЕГКОГО КЛАССА НА СТОИМОСТЬ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА

На основе исследования направлений развития современных средств выведения представлены тенденции изменения конструктивных особенностей с целью снижения стоимости пуска. В статье на базе технико-экономической модели оценки стоимости пуска ракеты-носителя (РН) тандемной схемы легкого класса рассматриваются эффекты снижения стоимости пуска РН при повторном использовании отдельного элемента конструкции – ракетного двигателя первой ступени.

Ключевые слова: ракета-носитель, ракетный блок, жидкостный ракетный двигатель.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из наиболее перспективных тенденций развития современной космонавтики является снижение стоимости выведения полезного груза на орбиту. Разработчики перспективных средств выведения космических аппаратов предлагают различные направления решения данной задачи, начиная от использования многоразовых средств выведения и заканчивая использованием аддитивных технологий при производстве ракетно-космической техники [1, 2].

В настоящее время в решении задачи снижения экономических затрат на выведение полезного груза на околоземную орбиту значительных успехов добилась частная компания предпринимателя Илона Маска *SpaceX*. В линейке своих ракет-носителей *Falcon 9* этой компании удалось успешно реализовать ракетодинамический способ спасения ракетных блоков 1-й и 2-й ступеней. В отличие от многоразовой технологии, применявшейся в США при реализации программы *Space Shuttle*, новая технология позволяет существенно снизить затраты, связанные с поиском и доставкой многоразовых ракетных блоков к местам базирования.

В работе [3] исследовано влияние применения многоразовых элементов конструкции в составе ракеты-носителя легкого класса. На основе предложенной авторами модели исследовалось влияние применения многоразового ракетного блока и двигательной установки без топливных баков (ДУ) многоразового жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). В результате авторами было выявлено следующее:

- стоимость выведения 1 кг полезного груза на базовую орбиту высотой 200 км при многократном использовании (5–7 раз) ЖРД или 1-й ступени полностью может снизиться с 10000 до 4000 долларов США (рис. 1);
- экономической целесообразности спасения 1-й ступени целиком нет (рис. 1);
- использовать возвращаемые элементы более 10 раз не представляется целесообразным, так как стоимость послеполетного обслуживания ЖРД может возрасти до стоимости нового изделия.

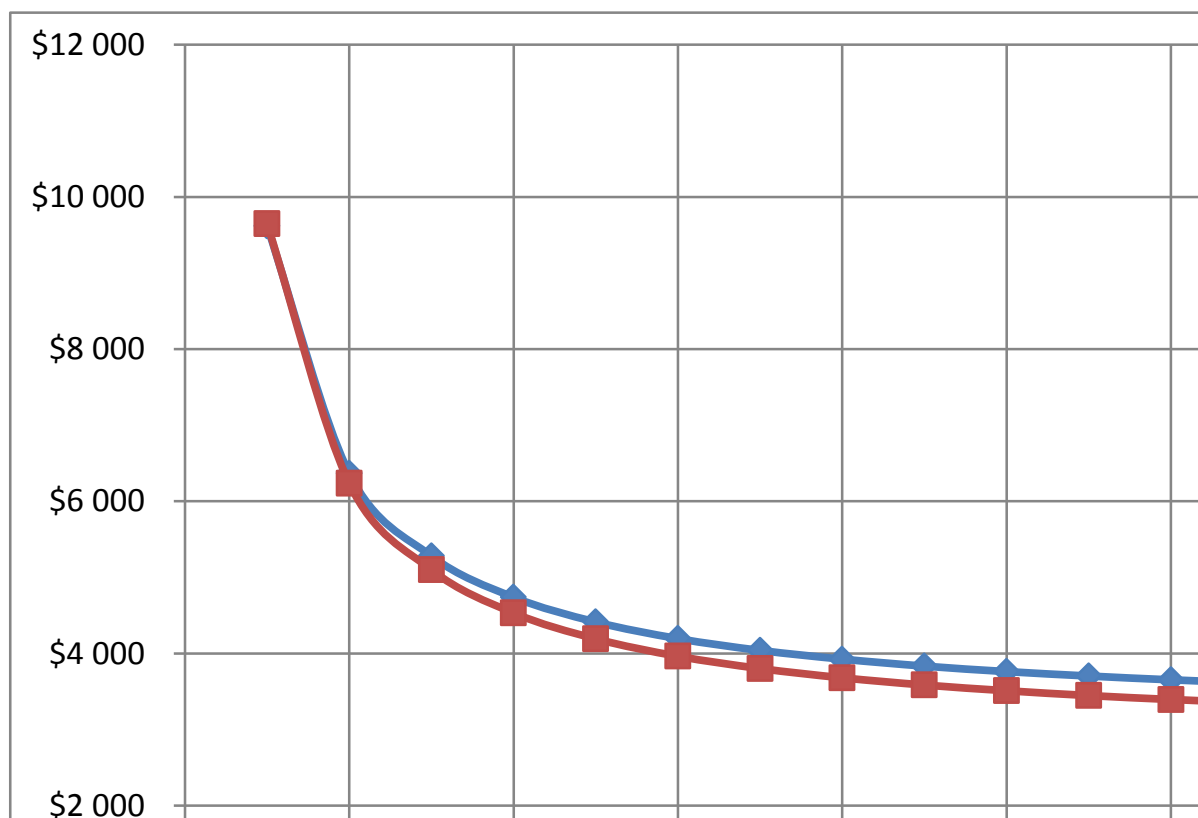


Рис. 1. Сравнение стоимости (в долларах США) выведения 1 кг полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту при повторном использовании:

—■— 1-й ступени РН; —◆— ЖРД 1-й ступени

В ходе дальнейших исследований авторами была выполнена оценка влияния ресурса возвращаемой двигательной установки 1-й ступени ракеты-носителя легкого класса на удельную стоимость выведения полезного груза.

Основными исходными данными являлись технико-экономические показатели ракеты-носителя легкого класса «Ангара 1.2», взятые из открытых источников (табл. 1).

Таблица 1

Технико-экономические показатели ракеты-носителя легкого класса

№ п/п	Параметр	Значение параметра
1	Стартовая масса РН, т	171
2	Масса полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту, т	3,4
3	Стоимость РН (без стоимости КА, включает в себя цену подготовки к пуску), млн. руб.	800
4	Стоимость подготовки к каждому пуску РН (без цены топлива), включающая транспортирование, сборку в МИКе и т.д., млн. руб.	100
5	Относительная стоимость каждого послепускового обслуживания ЖРД, % от стоимости двигателя	9
6	Цена 1 кг ДУ 1-й ступени, руб./кг	58602
7	Цена 1 кг ДУ 2-й ступени, руб./кг	100000
8	Цена 1 кг баковых отсеков 1-й ступени, руб./кг	5000
9	Цена 1 кг баковых отсеков 2-й ступени, руб./кг	5000

Окончание табл. 1

№ п/п	Параметр	Значение параметра
10	Цена 1 кг небаковых отсеков 1-й ступени, руб./кг	100000
11	Цена 1 кг небаковых отсеков 2-й ступени, руб./кг	100000
12	Цена 1 кг кислорода, руб./кг	8
13	Цена 1 кг керосина, руб./кг	37
14	Относительная масса ДУ 1-й ступени (относительно полной массы РН)	0,054
15	Относительная масса ДУ 2-й ступени	0,00304
16	Относительная масса баковых отсеков 1-й ступени	0,03128
17	Относительная масса баковых отсеков 2-й ступени	0,0215
18	Относительная масса небаковых отсеков 1-й ступени	0,001
19	Относительная масса небаковых отсеков 2-й ступени	0,001
20	Относительная масса керосина 1-й ступени	0,1978
21	Относительная масса керосина 2-й ступени	0,04
22	Относительная масса кислорода 1-й ступени	0,534
23	Относительная масса кислорода 2-й ступени	0,108

Математическая зависимость, описывающая влияние многократного использования двигательной установки 1-й ступени на стоимость выведения 1 кг полезного груза на базовую орбиту, получена с использованием массового уравнения ракет тандемной схемы с ЖРД [4, 5], которое было модифицировано с учетом ограниченности применения отдельного экземпляра многоразового элемента:

$$C = \frac{1}{k} \left(C_{\text{ДУ1}} m_{\text{ДУ1}} \left(\frac{1}{n} + b \right) + C_{\text{б01}} m_{\text{б01}} + C_{\text{нб1}} m_{\text{нб1}} \left(\frac{1}{n} + b \right) + C_{\text{О}} m_{\text{О1}} + C_{\text{Т}} m_{\text{Т1}} + C_{\text{ДУ2}} m_{\text{ДУ2}} + \right. \\ \left. + C_{\text{б02}} m_{\text{б02}} + C_{\text{нб2}} m_{\text{нб2}} + C_{\text{О}} m_{\text{О2}} + C_{\text{Т}} m_{\text{Т2}} + \frac{C_{\text{ПУ}}}{M_{\text{РН}}} \right), \quad (1)$$

- где
- C – стоимость запуска 1 кг полезного груза на низкую околоземную орбиту;
 - k – коэффициент конструктивного совершенства;
 - n – количество пусков;
 - b – коэффициент, учитывающий стоимость послеполетного обслуживания двигательной установки 1-й ступени;
 - a – коэффициент, учитывающий ресурс двигательной установки (возможное количество пусков ЖРД 1-й ступени РН = 10): $a = 1$ при $n \leq 10$, $a = 2$ при $11 \leq n \leq 20$, $a = 3$ при $21 \leq n \leq 30$ и т.д.;
 - $M_{\text{РН}}$ – стартовая масса РН, кг;
 - $C_{\text{ПУ}}$ – цена пусковых услуг (без стоимости РН), руб.;
 - $C_{\text{ДУ1}}$ – цена 1 кг ЖРД 1-й ступени, руб./кг;
 - $C_{\text{ДУ2}}$ – цена 1 кг ЖРД 2-й ступени, руб./кг;
 - $C_{\text{б01}}$ – цена 1 кг баковых отсеков 1-й ступени, руб./кг;
 - $C_{\text{б02}}$ – цена 1 кг баковых отсеков 2-й ступени, руб./кг;
 - $C_{\text{нб1}}$ – цена 1 кг небаковых отсеков 1-й ступени, руб./кг;
 - $C_{\text{нб2}}$ – цена 1 кг небаковых отсеков 2-й ступени, руб./кг;
 - $C_{\text{О}}$ – цена 1 кг кислорода, руб./кг;
 - $C_{\text{Т}}$ – цена 1 кг керосина, руб./кг;
 - $m_{\text{ДУ1}}$ – относительная масса ЖРД 1-й ступени (относительно полной массы РН);
 - $m_{\text{ДУ2}}$ – относительная масса ЖРД 2-й ступени;
 - $m_{\text{б01}}$ – относительная масса баковых отсеков 1-й ступени;
 - $m_{\text{б02}}$ – относительная масса баковых отсеков 2-й ступени;

- $m_{нб1}$ — относительная масса небаковых отсеков 1-й ступени;
 $m_{нб2}$ — относительная масса небаковых отсеков 2-й ступени;
 $m_{Т1}$ — относительная масса керосина 1-й ступени;
 $m_{Т2}$ — относительная масса керосина 2-й ступени;
 m_{O1} — относительная масса кислорода 1-й ступени;
 m_{O2} — относительная масса кислорода 2-й ступени.

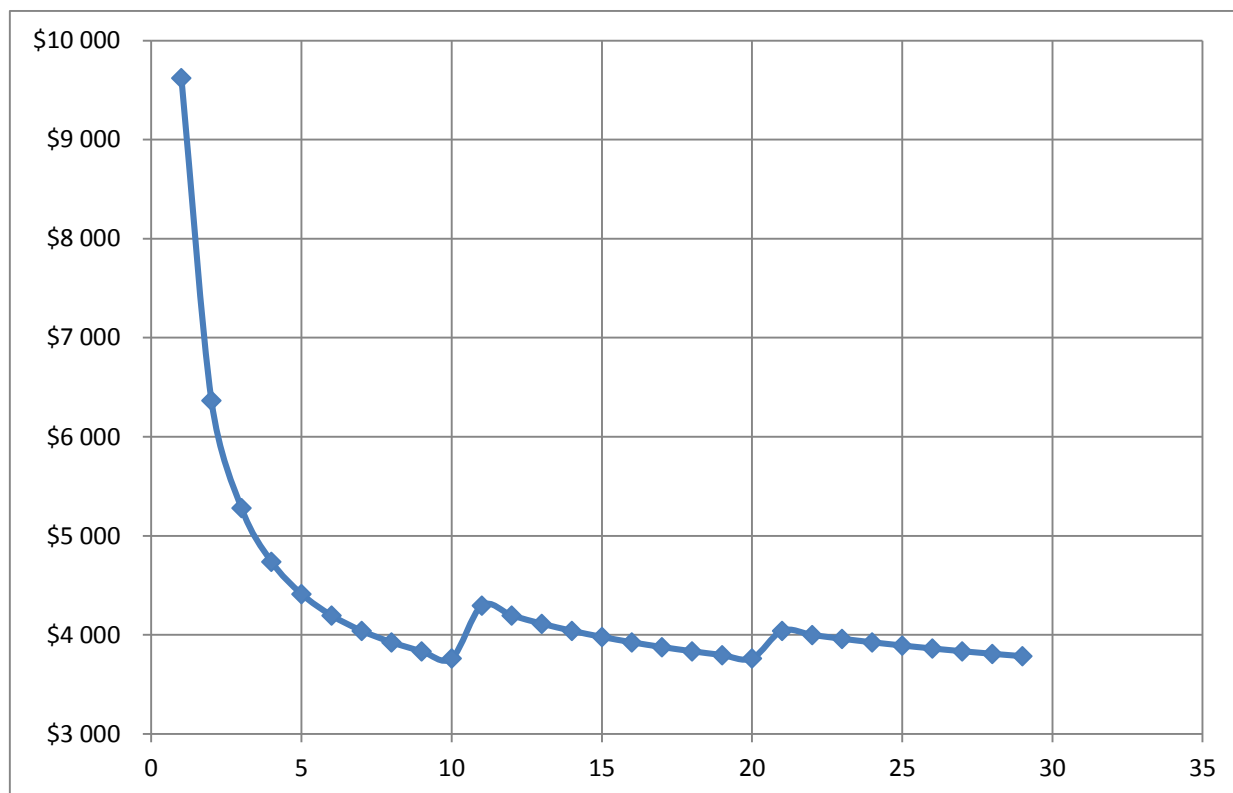


Рис.2. Зависимость стоимости (в долларах США) выведения 1 кг полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту от количества пусков РН с возвращаемой двигательной установкой 1-й ступени при ограничении ресурса ДУ 10 пусками

Из графика, представленного на рис.2, видно, что создание РН легкого класса с возвращаемой ДУ 1 целесообразно, 10-кратное использование ЖРД позволяет примерно в 2 раза снизить стоимость выведения полезной нагрузки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Стоимость выведения 1 кг полезного груза на базовую орбиту высотой 200 км при многократном использовании (10 раз) ДУ 1-й ступени может снизиться с 10000 до 4000 долл. США.

2. Минимум стоимости наблюдается при полном израсходовании ресурса ДУ, т.е. при 10, 20, 30 и т.д. пусках РН.

3. Эффект при использовании РН с возвращаемой ДУ 1-й ступени, как видно из рис. 2, достигается уже на 6-7-м пуске. Замена ЖРД на 11-м (21-м, 31-м и т.д.) пуске не приводит к значительному увеличению удельной стоимости выведения.

4. При проведении дальнейших исследований влияния использования многоразовых элементов необходимо учесть вероятность отказа ДУ, увеличение стоимости страховки при использовании многоразовых элементов РН, рассмотреть целесообразность многократного применения ЖРД 1-й ступени открытой и закрытой схем и т.д.

Список используемых источников

1. Советкин Ю.А., Щербина Д.В. Оценка технико-экономической эффективности разработки ракет-носителей с многоразовыми блоками первых ступеней // Вестник Самарского гос. аэрокосмического ун-та имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского ун-та). – 2010. – № 1 (21). – С. 91–96.

2. Кузнецов Ю.Л., Украинцев Д.С. Анализ влияния схемы полета ступени с ракетно-динамической системой спасения двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского гос. аэрокосмического ун-та имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского ун-та). – 2016. – Т.15, № 1. – С. 142–149.

3. Оценка технико-экономического эффекта применения многоразовых элементов конструкции ракет-носителей / Д.Г. Белянин, С.Ю. Пирогов и др. // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 660. – С. 138–145.

4. Аэрогидродинамика летательных аппаратов: учебник / А.С. Юрьев, И.Г. Грачёв, В.М. Низовцев и др.; под ред. А.С. Юрьева. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007. – Ч.1: Газовая динамика и аэродинамика летательных аппаратов. – 435 с.

5. Шилимов В.Ф., Плясунов А.А. Проектирование ракет. Вып. 1. Энергомассовый анализ ракет: учеб. пособие. – Л.: ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1982. – 96 с.

К.Б. Болдырев,
кандидат техн. наук, доцент;
В.А. Грибакин,
доктор техн. наук доцент;
А.Ю. Карчин;
С.Ю. Пирогов,
доктор техн. наук, доцент

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗРУШЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОТСЕКА РАКЕТНОГО БЛОКА ВТОРОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

В публикации анализируются факторы, влияющие на разрушение отделяющейся части ракеты-носителя на пассивном участке траектории. На основе анализа траектории движения, положения отделяющейся части в пространстве, формы и конструкции ракетного блока предложена модель аэродинамического нагружения хвостового отсека ракетного блока ракеты-носителя легкого класса. На основе численного моделирования обтекания рассматриваются этапы разрушения хвостового отсека.

Ключевые слова: ракета-носитель, ракетный блок, отделяемая часть, хвостовой отсек, аэродинамическое нагружение.

ВВЕДЕНИЕ

При открытии новых трасс запусков КА и оценке достаточности уже используемых штатных районов падения (РП) отделяющихся частей (ОЧ) ракет космического назначения (РКН) необходимо проводить их баллистическое обоснование с учетом всех факторов, влияющих на их размеры. Решение указанной задачи осложняется возрастающими требованиями по минимизации РП по причине развития промышленной и сельскохозяйственной инфраструктуры, введения в хозяйственный оборот новых земель, ужесточения экологического законодательства, принятия новых земельных законов. Задача совершенствования моделей и методов прогнозирования размеров РП в сложившихся условиях становится все более актуальной [1].

Случаи падения отработавших ракетных блоков (РБ) или фрагментов их конструкции за пределами отведенных РП свидетельствуют о недостаточной адекватности используемых моделей. Одной из основных причин увеличения размеров РП ОЧ является частичное или полное разрушение ОЧ при входе в плотные слои атмосферы. Исключение фактора разрушения из расчетных математических моделей описания движения РКН приводит к несоответствию расчетных характеристик РП реальным условиям пусков.

Применение моделей разрушения, учитывающих только аэродинамический нагрев обечайки корпуса ОЧ, не позволяет произвести расчет высот, на которых может произойти разрушение корпуса ОЧ, а также прогнозировать массово-габаритные характеристики фрагментов конструкции ОЧ РКН. В результате возникает необходимость комплексного подхода к выявлению всего спектра условий разрушения ОЧ, к оценке влияния разрушения на характеристики РП ОЧ и учет его в моделях движения ОЧ РКН.

Традиционное применение в прочностном анализе конечно-элементных численных методов строительной механики позволяет определить вероятную форму и место разрушения, но приводит к значительному снижению оперативности расчетов и не дает априорного предположения о массово-габаритных размерах и аэродинамических формах фрагментов. Все это формирует проблемную ситуацию, которая заключается в наличии противоречия между существующим методическим аппаратом определения несущей способности корпуса РН и тре-

бованиями по оперативности проведения расчетов и необходимостью априорных знаний о форме разрушения.

Указанное противоречие разрешается использованием метода оперативного определения несущей способности элементов отделяющихся частей ракет-носителей и моделирования их разрушения на пассивном участке полета.

Корпус ОЧ РКН моделируется в виде совокупности элементов с известными механическими свойствами. Прочностная модель каждого элемента должна быть способна характеризовать его напряженно-деформированное состояние (НДС) в заданных условиях нагружения. Построение моделей элементов производится на основе использования эмпирических соотношений теории упругости. В случае, если для элемента не существует способа составления его модели указанными соотношениями, проводится серия численных конечно-элементных исследований, в ходе которых модель части корпуса подвергается комплексным нагрузкам и формируется матрица реакции НДС элемента на внешнее воздействие – механизм разрушения. Наиболее сложными для моделирования разрушения с использованием описанной выше методики являются сухие отсеки корпуса РН.

Данная работа направлена на изучение конструктивно-компоновочной схемы хвостового отсека ракетного блока 1-й ступени РН легкого класса с целью выявления механизма его разрушения в условиях сложного аэротермодинамического нагружения на пассивном участке траектории.

Результаты моделирования разрушения служат исходными данными для баллистических расчетов, позволяющих повысить достоверность информации о координатах точек падения фрагментов конструкции ОЧ РКН.

В качестве прототипа РБ в работе рассматривается универсальный ракетный модуль УРМ-1 РН «Ангара-А5». РКН «Ангара-А5» предназначена для выведения на круговые низкие околоземные орбиты высотой 200 км и наклонением 630 полезных нагрузок до 24,5 т, на геопереходные орбиты – 6,6 т и на геостационарные орбиты – 4,0 т. Ускоритель 1-й ступени (УРМ-1) состоит из пяти универсальных ракетных модулей. В состав указанных ракетных блоков кроме УРМ-1 входят головные отсеки конической формы со сферическими затуплениями.

На РН «Ангара А5» УРМ-1 оснащается дополнительными агрегатами:

- на хвостовом отсеке центрального блока (ЦБ) установлены сопла крена;
- на хвостовых отсеках боковых УРМ-1 размещаются по две стартовые опоры;
- на ЦБ и боковом блоке (ББ) установлены узлы крепления силовых связей боковых блоков к центральному.

Узлы крепления силовых связей к центральному блоку являются также узлами разделения боковых блоков от центрального.

Для изготовления герметичных (баковых) отсеков используется алюминиевый сплав АМг-6, для изготовления негерметичных отсеков – алюминиевый сплав Д16-Т.

Ракетный блок УРМ-1 (рис. 1) имеет компоновку баковых отсеков – бак над баком с раздельными днищами. Корпус УРМ-1 включает переходный отсек, бак окислителя, межбаковый отсек, бак горючего и хвостовой отсек.

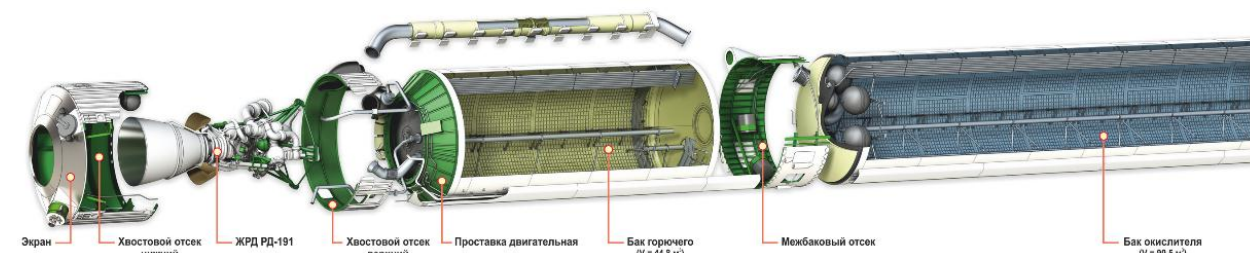


Рис 1. Компоновочная схема УРМ-1 «Ангара А5»

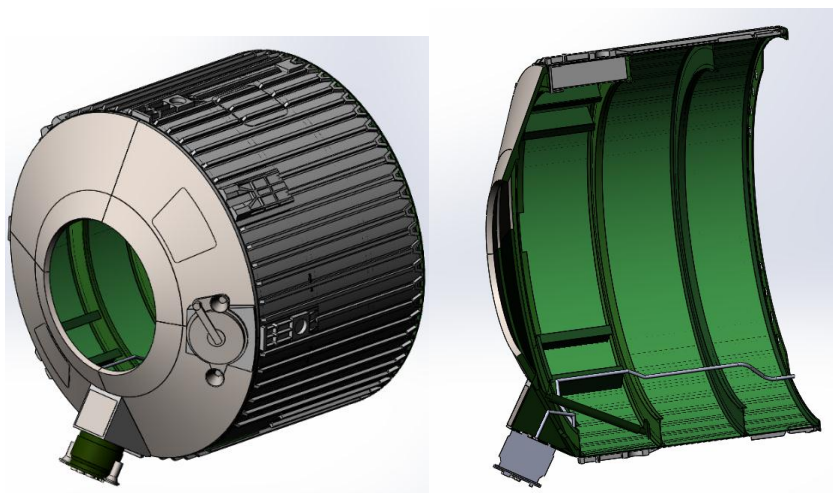


Рис 2. Вид хвостового отсека РН «Ангара-А5»

В баке окислителя расположены шар-баллоны с гелием, входящие в состав основной системы наддува баков. Магистральный трубопровод окислителя выполнен с внешним расположением. В хвостовом отсеке установлен однокамерный ЖРД РД-191. УРМ-1 имеет диаметр 2,9 м и длину 25,1 м.

Корпус хвостового отсека (рис. 2) для обеспечения монтажных работ разделен на четыре составные части: экран, хвостовой отсек нижний, хвостовой отсек верхний, двигательная поставка. Экран хвостового отсека предназначен для защиты внутренней полости от факторов внешней окружающей среды. Конструктивно экран выполнен из дюралюминиевой стали со слоем теплозащитного покрытия. Нижний и верхний хвостовые отсеки представляют собой негерметичные стрингерно-шпангоутные отсеки клепаной конструкции. Обшивка обоих отсеков – панельного типа. Отсеки имеют усиленные формообразующие шпангоуты, воспринимающие поперечные нагрузки и стрингеры коробкообразного закрытого сечения для восприятия продольных нагрузок.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РАЗРУШЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОТСЕКА РАКЕТНОГО БЛОКА ВТОРОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЛЕГКОГО КЛАССА

В качестве основной цели исследования являлось формирование представлений о последовательности этапов разрушения конструкции корпуса хвостового отсека. Основным методом определения полей силовых аэротермодинамических нагрузок и расчета НДС конструкции выбран метод конечных элементов, позволяющий с высокой точностью получить результаты для тонкостенных конструкций в условиях комплексной аэротермодинамической нагрузки. В качестве средства, реализующего указанный математический аппарат, использовались прикладные программные пакеты *Simulation* Статический анализ и *Flow Simulation* комплекса твердотельного моделирования *SOLIDWORKS*.

Хвостовой отсек УРМ-1 на пассивном участке траектории движется под воздействием известной совокупности сил и моментов (рис. 3). Конструкция исследуемого отсека является неравнопрочной, поэтому предположить о последовательности потери несущей способности элементами отсека априорно невозможно. Проведенные исследования формируют обоснованную последовательность разрушений элементов корпуса отсека.

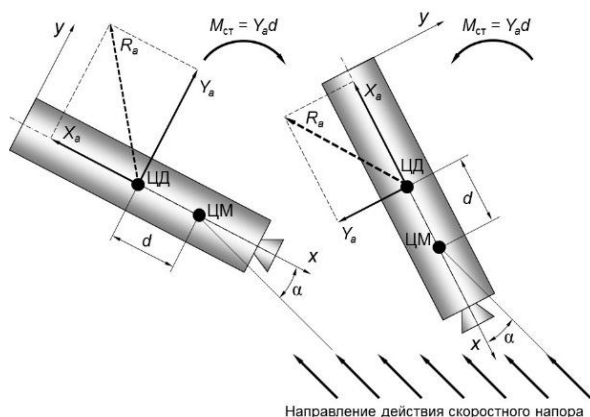


Рис 3. Условия входа в плотные слои атмосферы

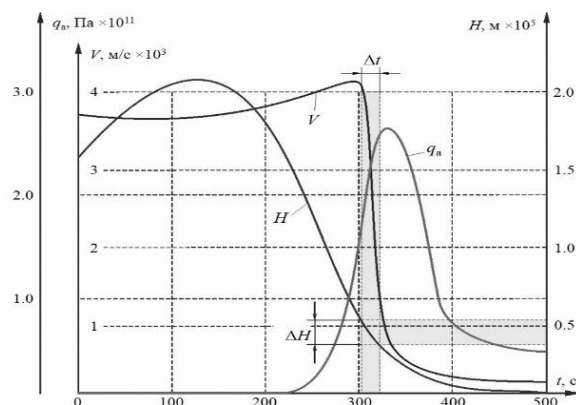


Рис 4. Диапазон высоты ΔH прогнозированной фрагментации ЦБ на ПУТ

Исходными данными параметров движения ОЧ РН и невозмущенной атмосферы являлись результаты баллистического проектирования [2], указанные на рис. 4. Результатами исследования являются параметры процесса разрушения, включающие в себя условия, при которых произошло разрушение и последовательность разрушения.

В ходе проведенного расчета получены значения напряжений $\sigma_{\text{экв},i}$, возникающих в сечениях хвостового отсека под действием аэродинамического нагружения и массовых сил на пассивном участке траектории. Значения фиксировались при достижении высоты $H = 50$ км. Численный эксперимент проводится до момента потери несущей способности элемента корпуса, фиксировались параметры разрушения, и расчет продолжался.

В качестве вариантов приложения внешних сил рассматривались расчетные случаи (рис. 5) входа УРМ-1 в плотные слои атмосферы после полной стабилизации по направлению скоростного напора ($q_1 = 3,2 \cdot 10^4$ Па) и с неуравновешенным углом входа 20° ($q_2 = 7,8 \cdot 10^4$ Па). Оба варианта соответствуют случаю максимального скоростного напора.

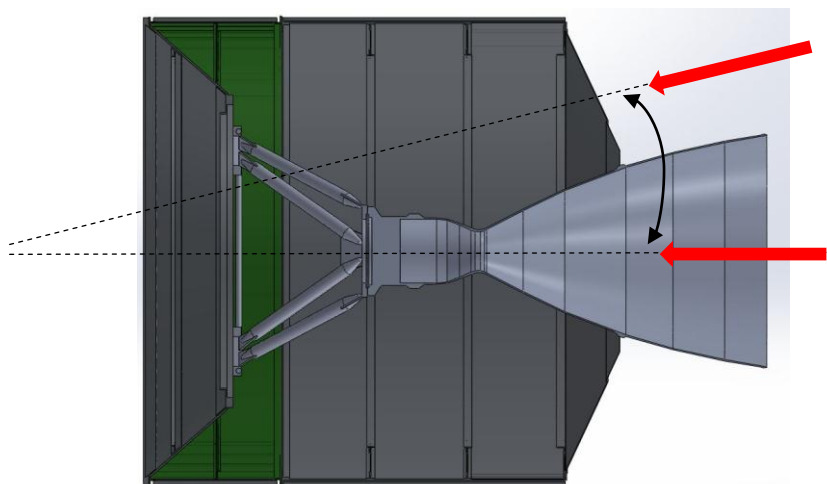


Рис 5. Варианты приложения аэродинамических сил

На первом этапе исследований были получены результаты расчета аэротермодинамического нагружения хвостового отсека. Для дальнейшего использования в прочностных расчетах фиксировалось поле давления на поверхности исследуемого объекта. Максимум нагрузки в указанный расчетный момент испытывал на себе защитный экран ($p = 685340$ Па и $p = 256700$ Па) при нагружении по варианту 2. Результаты представлены на рис.6.

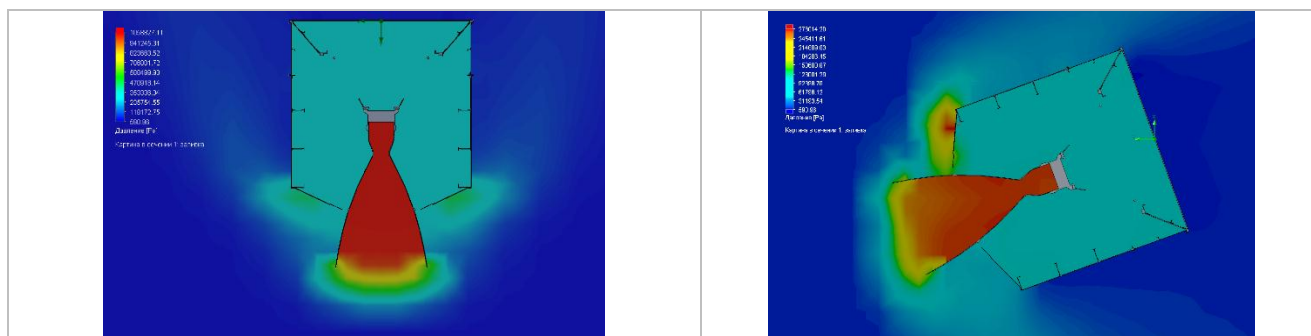


Рис.6. Картины распределения давления в хвостовом отсеке при различных вариантах обтекания

Поля рассчитанного давления использовались в качестве исходных данных при анализе несущей способности указанных объектов. Напряженное состояние оценивалось по нормальным напряжениям Вон-Мизеса, а запас несущей способности – по пределу временного сопротивления.

При исследовании прочностных характеристик конструкции, в том числе при определении разрушающих нагрузок или соответствующих напряжений, учитывалась следующая особенность, характеризующая конструкцию ОЧ РКН, – значительное большинство элементов конструкции представляют собой тонкостенные элементы: пластины, стержни и оболочки. При составлении расчетной схемы конструкционный материал обычно представляется в виде сплошной среды, обладающей заданными физико-механическими свойствами, которые могут быть постоянными или переменными по объему тела, а также могут зависеть от внешних условий.

По результатам исследований сверхзвуковая часть камеры РД-191 и защитный экран разрушаются в первую очередь.

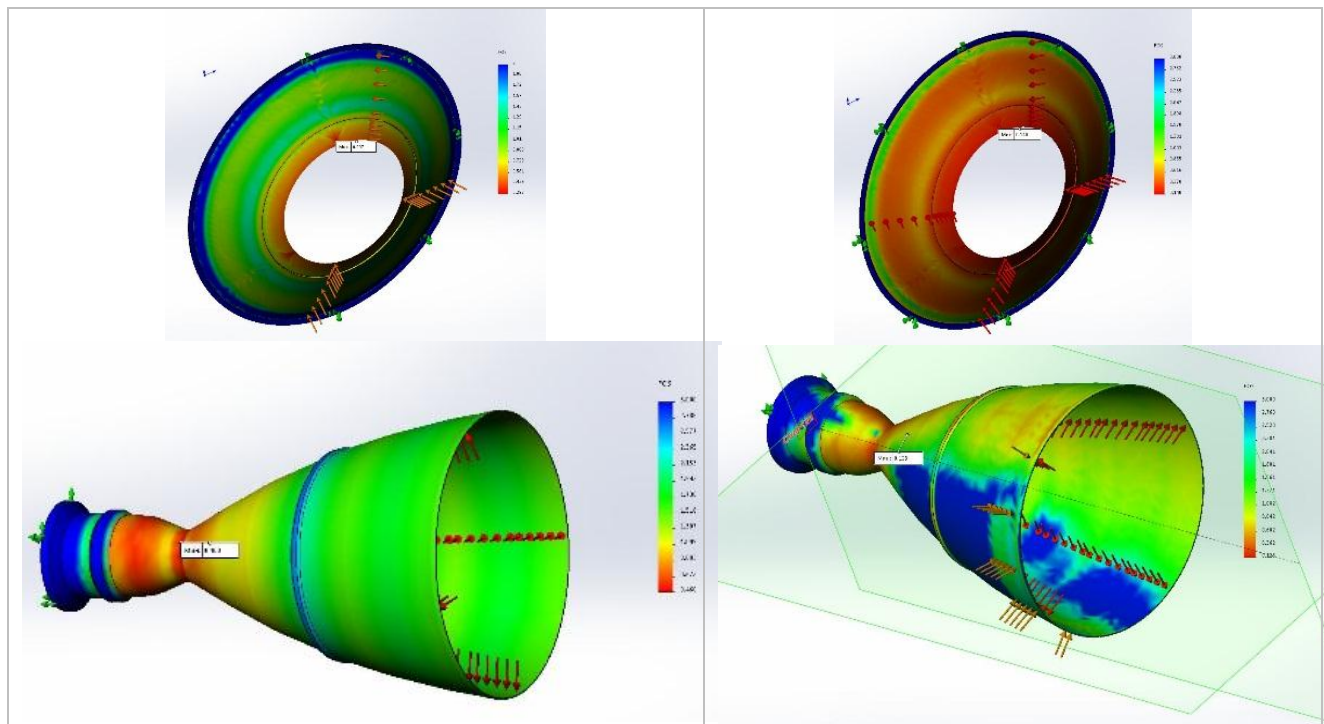


Рис. 7. Нагружение элементов конструкции хвостового отсека при различных вариантах обтекания

На *втором этапе* исследований камера и защитный экран исключались из расчетной сборки и повторялся анализ в новых геометрических условиях. В результате дальнейшего анализа были сделаны выводы о механизме разрушения исследуемого объекта. Хвостовой отсек УРМ-1 под воздействием аэротермодинамического нагружения в плотных слоях атмосферы на пассивном участке полета в плотных слоях атмосферы реализует следующий механизм разрушения. В первую очередь разрушаются камера РД-191 в районе критического сечения и защитный экран. При этом длительность разрушения камеры меньше, чем у экрана. Элементы двигателя РД-191 – турбонасосный агрегат и газогенератор – имеют значительно большую несущую способность в указанных условиях, чем камера и отделяются от ОЧ РН в неразрушенном виде одновременно с камерой (рис.8).

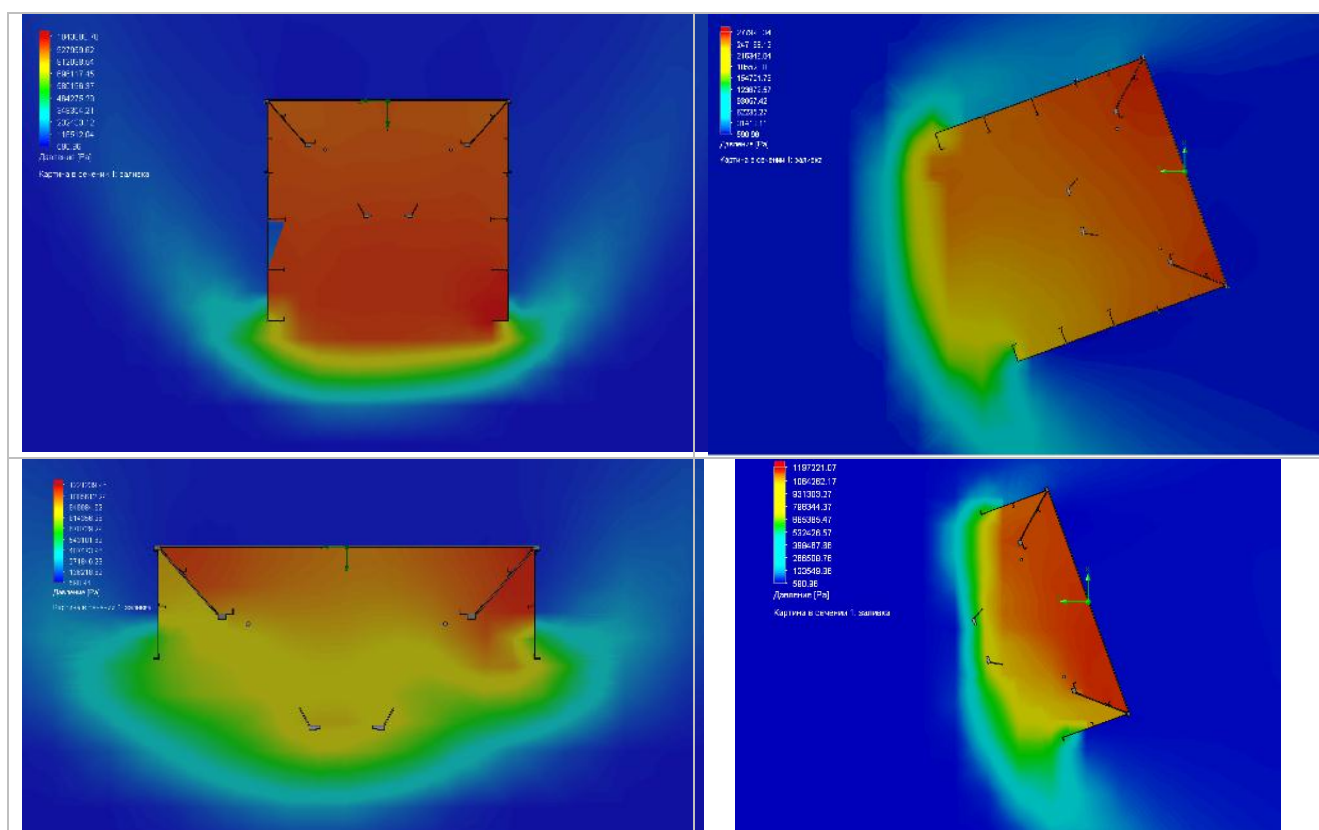


Рис 8. Результаты исследований распределения давления в хвостовом отсеке без агрегатов

Во вторую очередь от внутреннего избыточного давления разрушается обшивка хвостового отсека нижнего, а затем – верхнего. После разрушения обшивки и потери несущей способности стрингерами внешнего силового набора происходит потеря связей между шпангоутами, и они отделяются от ОЧ РН. Оставшиеся элементы хвостового отсека – двигательная проставка и рама ЖРД – сохраняют несущую способность и не отделяются от УРМ-1.

Таким образом, в результате исследования определены элементы хвостового отсека УРМ-1, которые отделяются на пассивном участке траектории. Сравнительный анализ результатов моделирования разрушения и материалов, предоставленных поисковыми группами с мест падения ОЧ РКН, свидетельствует об адекватности использованного в разработанной методике математического аппарата и достоверности полученных результатов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты моделирования разрушения служат исходными данными для баллистических расчетов, позволяющих повысить достоверность информации о координатах точек падения фрагментов конструкции ОЧ РКН.

Дальнейшее развитие решения данной задачи необходимо рассматривать на основе использования статистических методов обработки данных о действующих нагрузках и их сочетаниях, о свойствах конструкционных материалов, а также о накоплении повреждений в конструкциях различных типов.

Список используемых источников

1. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения: монография / Н.В. Аверкиев, А.А. Ардашов, К.Б. Болдырев и др.; под ред. А.С. Фадеева, Н.В. Аверкиева. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – 372 с.
2. Болдырев К.Б., Карчин А.Ю. Прогнозирование высоты разрушения отделяющихся частей ракет-носителей в задаче повышения безопасности эксплуатации районов падения // Труды Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы улучшения тактико-технических характеристик ракетно-космической техники, ее создания, испытаний и эксплуатации». – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – Т.1. – С. 34–37.
3. Аэрогидродинамика летательных аппаратов: учебник. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007. – Ч.1: Газовая динамика и аэродинамика летательных аппаратов / А.С. Юрьев, И.Г. Грачев, В.М. Низовцев и др.; под ред. А.С. Юрьева. – 435 с.
4. Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем. – М.: Эдиториал УРСС, 2000. – 368 с.

Р.А. Гудаев;
кандидат техн. наук;
В.В. Макаренков;
М.С. Смирнов;
Д.В. Фролов,
кандидат техн. наук;
С.Е. Шалдаев,
доктор техн. наук, доцент

МЕТОДИКА РАСПОЗНАВАНИЯ ТИПА ОБЪЕКТОВ В ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ НА ОСНОВЕ СРАВНЕНИЯ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ИХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ

В публикации рассмотрен новый признак распознавания типа объекта в воздушно-космическом пространстве – диаграмма направленности антенной системы. Проведен анализ особенностей данного признака, оценка возможностей по его каталогизации для дальнейшего распознавания. Предложен вариант организации процесса распознавания на основе сравнения диаграмм направленности антенных систем, а также представлены результаты применения рассмотренной методики. Использование данного признака позволит расширить возможности систем мониторинга воздушно-космического пространства.

Ключевые слова: диаграмма направленности, антенная система, распознавание, признак, вероятность.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящий момент существует необходимость в расширении числа признаков, с помощью которых возможно описать объекты в воздушно-космическом пространстве (ВКП) с целью их использования при распознавании. Малое число признаков обусловлено недостаточным количеством средств измерений и несовершенством научно-методического аппарата обработки измеренной информации. Недостаточное число признаков не позволяет выполнять требования к оперативности и вероятности распознавания объектов в ВКП. Рассматриваемая задача является одной из основных задач, которые решаются при мониторинге деятельности иностранных государств в зоне контроля.

С недавнего времени для решения задач мониторинга околоземного ВКП стали привлекаться средства радиотехнических измерений [1, 5, 6, 13]. Указанные комплексы способны получать информацию, которая до настоящего момента не использовалась для решения задач, связанных с мониторингом ВКП, например: замеры азимута и угла места и скорости по ним; время привязки каждого углового замера; время привязки измерений спектрального портрета излучения бортовой аппаратуры (СПИБА); нижняя и верхняя границы диапазона частот СПИБА; суммарная мощность принимаемого в диапазоне частот сигнала; поляризация принимаемого сигнала; число и шаг замеров по частоте амплитуд СПИБА; относительные значения амплитуд СПИБА, сечения диаграммы направленности (ДН) антенной системы (АС) и т.д.

Ввиду несовершенства научно-методического аппарата указанная выше информация остается невостребованной в системах мониторинга ВКП. Исходя из всего вышесказанного, налицо противоречие между необходимостью расширения словаря признаков для решения задачи распознавания объектов в ВКП, наличием средств, позволяющих получать новую информацию, и отсутствием научно-методического аппарата ее обработки. Таким образом, получение алгоритмов и методик, позволяющих обрабатывать радиотехническую информацию с целью решения задачи распознавания, является актуальной и востребованной задачей [12].

В публикации речь пойдет об одном из возможных признаков распознавания – диаграмме направленности антенной системы объекта в ВКП. Для достижения цели в статье будет проведен анализ ДН АС, характерных для различных излучающих объектов; определена возможность каталогизации ДН АС с целью подготовки исходных данных для решения задачи распознавания; разработана методика распознавания на основе сравнения ДН АС; оценена вероятность распознавания типа объекта на основе сравнения ДН АС.

Для начала рассмотрим АС, которые наиболее часто используются для решения задач в ВКП, и характерные для них ДН.

ТИПЫ АНТЕННЫХ СИСТЕМ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ НА ОБЪЕКТАХ В ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ, И СОЗДАВАЕМЫЕ ИМИ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ

Объекты в воздушно-космическом пространстве оснащаются АС различных типов и, как правило, несколькими типами АС одновременно. Указанный выше факт обусловлен тем, что для решения разнородных задач применение однотипных АС нецелесообразно. В любом случае все АС решают задачу приема и передачи сигнала в пределах определенной зоны за счет формирования ДН [7, 13]. Основными АС, применяемыми на объектах в ВКП, являются щелевые антенны, активные антенны, апертурные излучатели, рупорные антенны, диэлектрические антенны, антенны на рассеянных волнах, спиральные антенны, линзовые антенны, рефлекторные антенны, параболические антенны, фазированные антенные решетки, гибридные антенны.

Объекты в ВКП представляют собой сложные технические системы, которые решают широкий круг задач, качество выполнения которых зависит от используемых АС. В свою очередь, каждому типу антенн в общем случае соответствует вполне определенная форма ДН, обеспечивающая выполнение решаемой задачи. В этом случае выбор производится с учетом следующих требований:

- целевого назначения;
- энергетического потенциала;
- особенностей линии связи;
- рабочего диапазона частот;
- вида поляризации излучения сигнала;
- условий работы аппаратуры в воздушно-космическом пространстве;
- наличия и вида стабилизации объекта и пр.

Ограничения, предъявляемые к АС (по стоимости, надежности, размерам и т. д.), определяют их консервативность, формы и стандарты, что сужает выбор АС для решения конкретных задач и тем самым упрощает задачу распознавания объектов [6, 7].

В работах [5, 7] предполагается, что используемая АС практически однозначно определяет тип используемой ДН. Это дает основание полагать, что определение типа используемой ДН будет являться основанием для выдвижения гипотезы о режиме функционирования и, как следствие, о предполагаемом типе распознаваемого объекта.

Основываясь на анализе АС, особенностях их конструирования и функционирования, проведенном в ряде работ [7, 13], можно выделить следующие основные типы ДН АС:

1) квазиизотропные или «круговые» ДН, формируемые двумя или более излучателями в диапазоне метровых и отчасти дециметровых волн. Форма таких диаграмм определяется параметрами АС и рабочей длиной волны;

2) ДН с резко выраженной интерференционной зоной в области пространственных углов (узконаправленные). АС с данной ДН обеспечивают передачу информации для ограниченного числа корреспондентов, расположенных в зоне ДН антенны. Здесь положительным фактором является малая энергетическая потребность бортового передатчика;

3) ДН «воронкообразного» типа является широконаправленной и характерна для КА, одна из осей которого постоянно ориентирована на центр Земли. АС с такой ДН обеспечивает равномерное распределение потока мощности излучения сигнала для потребителей. Данная ДН используется в системах навигации, связи, управления, а также в ретрансляторах для передачи данных;

4) программно-управляемые ДН, формируемые сложной бортовой АС с амплитудно-фазовой регулировкой, осуществляют слежение за объектом на поверхности Земли в процессе полета по заданной траектории.

Рассмотренные типы ДН позволяют реализовать следующие основные режимы функционирования, связанные с радиоизлучением. Режим функционирования типа «Маяк» необходим для обеспечения связи с наземной станцией. По этому излучению проводится точное прицеливание АС и осуществляется управление объектом. Для обеспечения надежной связи наземной станции с объектом в любом состоянии (штатном, аварийном и т. д.) используют круговой тип ДН АС. Радиосигнал при реализации режима функционирования типа «Маяк» как правило является узкополосным и немодулированным.

При нахождении объекта в зоне наземной станции используется режим функционирования «Телеметрия». Для обеспечения минимума затрат электроэнергии и уменьшения количества «нежелательных» абонентов используется узконаправленная ДН АС, ориентированная на ограниченное количество потребителей. В случае нештатной ситуации предусмотрена возможность использования круговой ДН АС. Это необходимо для того, чтобы увеличить вероятность обеспечения потребителей необходимой информацией в нештатных ситуациях, когда вопросы энергетической целесообразности не выводятся на передний план.

Режим функционирования «Телеметрия» является важным при выполнении следующих задач:

- обмен командно-управляющей информацией;
- обмен информацией о выполнении полученных команд;
- передача сведений о состоянии бортовой аппаратуры.

Режим функционирования «Информационный» отражает целевое назначение объекта и применяется для передачи потребителям необходимой информации. Для данного режима функционирования характерны все типы ДН АС. Выбор в пользу того или иного типа ДН АС делается в зависимости от назначения, типа передаваемой специальной информации, количества и географии размещения потребителей, а также пространственного положения объекта относительно них. Исключением для данного режима является круговая ДН АС, что в общем случае связано с энергетическими соображениями.

Режим функционирования «Радиолокационный» реализуется посредством применения параболических, гибридных АС, фазированных антенных решеток за счет использования узконаправленной и программно-управляемой ДН. Использование для этого режима функционирования других ДН АС, исходя из анализа работ [7, 13], не будет обеспечивать выполнение специфических требований, которые необходимо соблюдать при решении задач дистанционного зондирования Земли. В свою очередь, «радиолокационный» режим функционирования подразделяется на множество других подвидов.

Анализ работ, связанных с деятельностью иностранных государств в ВКП, показал, что при нахождении над территорией, где располагаются объекты, представляющие определенный интерес, или пункты приема и обработки информации, применяют стандартные и отработанные режимы функционирования [7]. Экспериментальные режимы функционирования применяются, как правило, над своей территорией, где располагаются объекты, параметры которых известны с высокой достоверностью, вне зоны действия отечественных средств мониторинга.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ РАСПОЗНАВАНИЯ ТИПОВ ОБЪЕКТОВ НА ОСНОВЕ СРАВНЕНИЯ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ИХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ

Для определения возможности каталогизации ДН АС было проведено моделирование на основе априорных данных об особенностях функционирования объекта [1, 7, 10].

В результате было установлено, что ДН АС не проявляют тенденции к группировке вокруг одного эталонного значения. Для ДН реальной АС характерна сложная многолепестковая структура, поэтому каталогизация сечений ДН на практике является трудновыполнимой задачей.

Выход из сложившейся ситуации был найден в патенте [11], где предложено наряду с эмпирической моделью (базой данных или каталогом) использовать данные, полученные в ходе имитационного моделирования. Идея заключается в том, чтобы симитировать пролет объекта через зону контроля средства измерений и получить наиболее вероятные сечения ДН АС. Основываясь на вышеуказанном патенте, а также исследованиях, представленных в работе [10], была получена модель, рассмотренная в статье [7].

Однако остается открытым вопрос о том, каким образом производить сравнение сечений ДН АС. Для ответа на данный вопрос рассмотрим соотношение нормированных ДН (рис. 1), полученных в ходе моделирования.

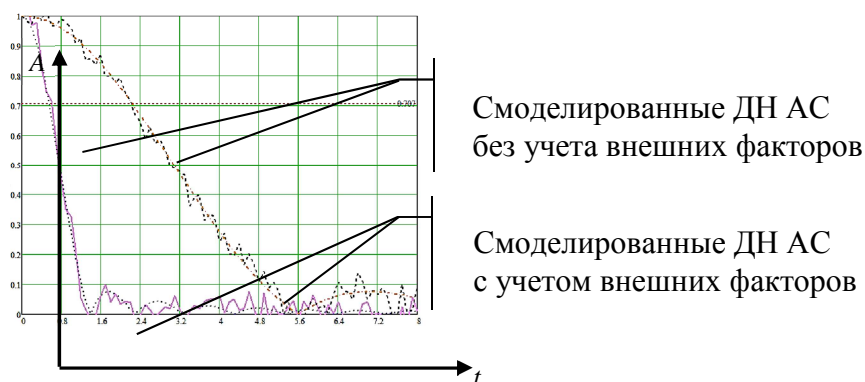


Рис. 1. Диаграммы направленности антенных систем, полученных в ходе моделирования

Уместно предположить, что ДН АС, обладающие схожими параметрами, будут незначимо отличаться друг от друга, что объясняется влиянием внешних факторов и наглядно проиллюстрировано на рис. 1.

Для определения степени различия между ДН будем использовать функцию расстояния или разностные портреты, рассмотренные в работах [3, 4, 5], графическое отображение которых представлено на рис. 2.

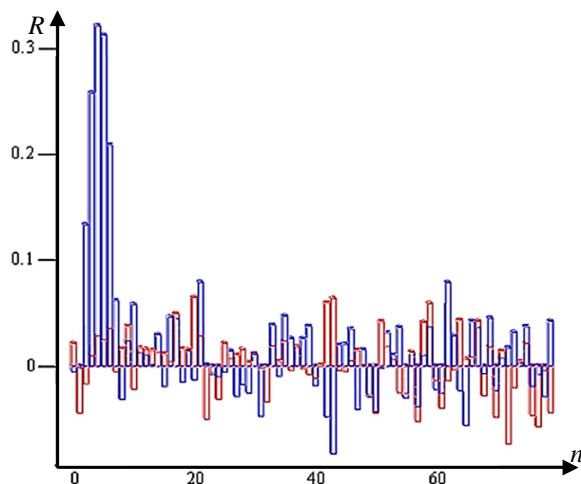


Рис. 2. Разностные портреты, полученные при сравнении ДН АС

Первый $\{R_{jl}^{\text{изм}}\}_{j,l=1}^{M,L}$ разностный портрет отражает степень отличия ДН, полученной в ходе сеанса измерений, от той, которая получена для идеального случая с помощью имитационного моделирования $\{R_{jl}^{\text{изм}}\}_{j,l=1}^{M,L} = \{x_l\}_{l=1}^L - \{y_{jl}\}_{j,l=1}^{M,L}$.

Второй $\{R_{jl}^{\text{мод}}\}_{j,l=1}^{M,L}$ разностный портрет отражает степень отличия двух ДН, полученных с помощью имитационного моделирования, однако значения одной из них скорректированы за счет влияния случайных факторов, как если бы она была получена при реальном сеансе измерений $\{R_{jl}^{\text{мод}}\}_{j,l=1}^{M,L} = \{y_l^{\text{мод}}\}_{l=1}^L - \{y_{jl}\}_{j,l=1}^{M,L}$.

В работе была выбрана аддитивная модель сигнала – смесь «сигнал и помеха». Так, к каждому отсчету измеряемого параметра, число которых l , подлежащего анализу, прибавлялась некоторая случайная величина, распределенная по нормальному закону. Таким образом, имитировалось воздействие случайных факторов на процесс получения информации. В частности, сечение ДН АС, полученной с помощью указанного способа, показано на рис. 1. При этом оценку влияния случайных факторов можно проводить по объекту, находящемуся в зоне действия комплекса радиотехнических измерений, параметры излучения которого известны. Таким образом, указанный объект может выступать в роли «опорного».

Сравнивая разностные портреты, полученные при распознавании на основе ДН АС, предположим, что их математические ожидания равны или мало отличаются лишь в том случае, если параметры ДН идентичны [2]. Малое значение дискрет разностного портрета можно объяснить влиянием внешних факторов. Таким образом, выдвинем следующую гипотезу:

$$\delta_{ji} = \begin{cases} 1, & H_0 \text{ при } M(R_{il}^{\text{изм}}) \approx M(R_{il}^{\text{мод}}) \\ 0, & H_1 \text{ иначе} \end{cases}$$

Для решения задачи распознавания объектов в ВКП на основе сравнения ДН АС, исходя из предположения, выдвинутого выше, применим критерий Стьюдента.

ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЯ СТЬЮДЕНТА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ РАСПОЗНАВАНИЯ ТИПОВ НА ОСНОВЕ СРАВНЕНИЯ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ИХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ

Для проведения распознавания типа объекта на основе ДН АС воспользуемся критерием Z , рассмотренным в работе [2]. При этом в ходе проверки выдвинутой гипотезы на правильность будем использовать статистический метод. Принцип проверки статистических гипотез сформулируем так: если наблюдаемое значение критерия Z принадлежит критической области $z_{\text{кр}}$ – гипотезу отвергают, если наблюдаемое значение критерия принадлежит области принятия гипотезы – гипотезу принимают.

Разобьем всё множество возможных значений критерия на три непересекающихся множества и сформируем двухстороннюю область, определяемую неравенством $|Z| > z_{\text{кр}}$, где $z_{\text{кр}}$ – положительное число (рис. 3). На рисунке рассматривается случай, когда критические точки симметричны относительно нуля в предположении, что $z_{\text{кр}} > 0$.

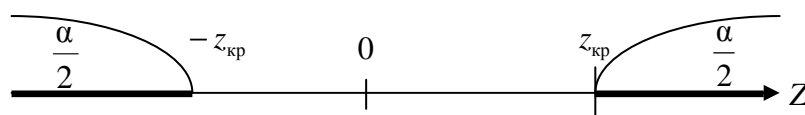


Рис. 3. Двухсторонняя критическая область

Таким образом, необходимо найти значение $z_{кр}$, которое разделяло бы множество значений на три указанных выше области.

Анализ разностных портретов показал, что значения отсчетов являются величинами случайными и при увеличении числа измерений закон их распределения стремится к нормальному. По своей сути разностные портреты представляют собой генеральные выборки значений амплитуд.

В свою очередь, выборочные средние являются несмещенными оценками генеральных средних, то есть $M(R_{jn}) = M(\bar{R}_{jn})$ при $n = \overline{N}_{выб}$ и $m = \overline{M}_{выб}$. Ввиду того, что генеральные выборки R_{jl} распределены нормально, то и выборочные средние \bar{R}_{jl} тоже распределены нормально.

Исходя из всего вышесказанного, величина Z является нормированной случайной величиной, которая распределена нормально, так как является линейной комбинацией нормально распределенных величин $\bar{R}_{jn}^{изм}$ и $\bar{R}_{jm}^{мод}$.

На основе выборочных средних разностных портретов $R_{jn}^{изм}$ и $R_{jm}^{мод}$ производится расчет величины $Z_j^{набл}$ в соответствии со следующей формулой:

$$Z_j^{набл} = \frac{\bar{R}_{jn}^{изм} - \bar{R}_{jm}^{мод}}{\sigma(\bar{R}_{jn}^{изм} - \bar{R}_{jm}^{мод})} = \frac{\bar{R}_{jn}^{изм} - \bar{R}_{jm}^{мод}}{\sqrt{D(R_{jn}^{изм})/N_{выб} + D(R_{jm}^{мод})/M_{выб}}}, \quad (1)$$

где $N_{выб}$ — количество дискрет разностного портрета, полученного при сравнении с измеренным сечением ДН;

$M_{выб}$ — количество дискрет разностного портрета, полученного при сравнении со смоделированным сечением ДН.

По определению СКО, $\sigma(\bar{R}_{jn}^{изм} - \bar{R}_{jm}^{мод}) = \sqrt{D(\bar{R}_{jn}^{изм} - \bar{R}_{jm}^{мод})}$.

На основе свойства дисперсии разности двух независимых случайных величин получим $D(\bar{R}_{jn}^{изм} - \bar{R}_{jm}^{мод}) = D(\bar{R}_{jn}^{изм}) + D(\bar{R}_{jm}^{мод})$.

В связи с тем, что дисперсия среднего арифметического n одинаково распределенных взаимно независимых случайных величин в n раз меньше дисперсии D каждой из величин, то $D(\bar{R}_{jn}^{изм}) = D(R_{jn}^{изм})/N_{выб}$, $D(\bar{R}_{jm}^{мод}) = D(R_{jm}^{мод})/M_{выб}$.

Следовательно,

$$\sigma(\bar{R}_{jn}^{изм} - \bar{R}_{jm}^{мод}) = \sqrt{D(R_{jn}^{изм})/N_{выб} + D(R_{jm}^{мод})/M_{выб}}.$$

Так как $n = m = l$, а $N_{выб} = M_{выб} = L$ (объем выборок одинаков), то формула примет следующий вид:

$$Z_j^{набл} = \frac{\bar{R}_{jl}^{изм} - \bar{R}_{jl}^{мод}}{\sigma(\bar{R}_{jl}^{изм} - \bar{R}_{jl}^{мод})} = \frac{(\bar{R}_{jl}^{изм} - \bar{R}_{jl}^{мод})\sqrt{L}}{\sqrt{D(R_{jl}^{изм}) + D(R_{jl}^{мод})}}. \quad (2)$$

Следующим шагом является определение величины критериального значения $z_j^{кр}$, то есть границы правосторонней критической области, исходя из заданного уровня значимости α . Для этого необходимо найти значение аргумента функции Лапласа, которому соответствует значение функции, равное $(1 - \alpha)/2$. Тогда в соответствии с вышеизложенным область принятия нулевой гипотезы определяется неравенством $|Z_j^{набл}| < z_j^{кр}$. В этом случае решающее правило примет следующий вид:

$$\delta_j = \begin{cases} 1, & \text{если } |Z_j^{набл}| \leq z_{кр}, \\ 0, & \text{иначе } |Z_j^{набл}| > z_{кр} \end{cases}, \quad j=1, \dots, M, \quad (3)$$

БЛОК-СХЕМА МЕТОДИКИ РАСПОЗНАВАНИЯ ОБЪЕКТОВ В ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ НА ОСНОВЕ СРАВНЕНИЯ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ИХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ

На рис. 4 представлена блок-схема предлагаемой методики, исходными данными для которой являются:

- измеренное сечение ДН АС $\{x_l\}_{l=1}^L$;
- количество типов N ;
- количество дискрет L ;
- смоделированные ДН $\{y_{jl}\}_{j,l=1}^{M,L}$, $j = 1, \dots, M$, $l = 1, \dots, L$;
- критериальное значение $Z_{\text{крит}}$;
- дискретность проведения измерений Δx .

Этап 1. С применением метода «облета» или с помощью моделирования необходимо получить сечение ДН АС $\{x_l\}_{l=1}^L$.

Этап 2. В массиве значений амплитуд, которыми характеризуется сечение ДН, производится поиск максимального значения (пика):

$$x_{\max} = \max \{x_l\}_{l=1}^L.$$

Этап 3. Производится нормирование относительно найденного максимального значения

$$\frac{\{x_{jl}\}_{l=1}^L}{x_{\max}}.$$

Этап 4. После нормирования производится привязка максимума относительно начала системы координат с целью устранения неоднозначности при вычислении разностных портретов.

Присвоим j значение 1:

$$j := 1.$$

Производится моделирование с применением подхода, описанного в работах [6, 7], с целью получения исходных данных для проведения моделирования: $\{y_{jl}\}_{j,l=1}^{M,L}$ и $\{y_{jl}^{\text{мод}}\}_{l=1}^L$.

Этап 5. Исходя из требований [2], оператором выбирается уровень значимости α .

Этап 6. Далее производится вычисление двух разностных портретов для j -го типа объекта в соответствии со следующими формулами:

$$\begin{aligned} \{R_{jl}^{\text{изм}}\}_{j,l=1}^{M,L} &= \{x_{jl}\}_{l=1}^L - \{y_{jl}\}_{j,l=1}^{M,L}, \quad i = 1, \dots, N, \quad l = 1, \dots, L; \\ \{R_{jl}^{\text{мод}}\}_{j,l=1}^{M,L} &= \{y_{jl}^{\text{мод}}\}_{l=1}^L - \{y_{jl}\}_{j,l=1}^{M,L}, \quad i = 1, \dots, N, \quad l = 1, \dots, L. \end{aligned}$$

Этап 7. Рассчитывается значение $Z_j^{\text{набл}}$ по следующей формуле:

$$Z_j^{\text{набл}} = \frac{(\bar{R}_{jl}^{\text{изм}} - \bar{R}_{jl}^{\text{мод}})\sqrt{L}}{\sqrt{D(R_{jl}^{\text{изм}}) + D(R_{jl}^{\text{мод}})}}.$$

Затем по таблицам функций Лапласа исходя из выбранного уровня значимости α определяется $z_{j_{\text{кр}}}$.

Этап 8. Осуществляется проверка выполнения критерия принятия решения относительно истинности той или иной гипотезы распознавания объекта на основе ДН АС:

$$\delta_{ji} = \begin{cases} 1, & H_0 \text{ при } |Z_{\text{набл}}| \leq z_{j_{\text{кр}}} \quad M(R_{jl}^{\text{изм}}) \approx M(R_{jl}^{\text{кат}}) \\ 0, & H_1 \text{ иначе} \end{cases} \quad j = 1, \dots, M, \quad l = 1, \dots, L.$$

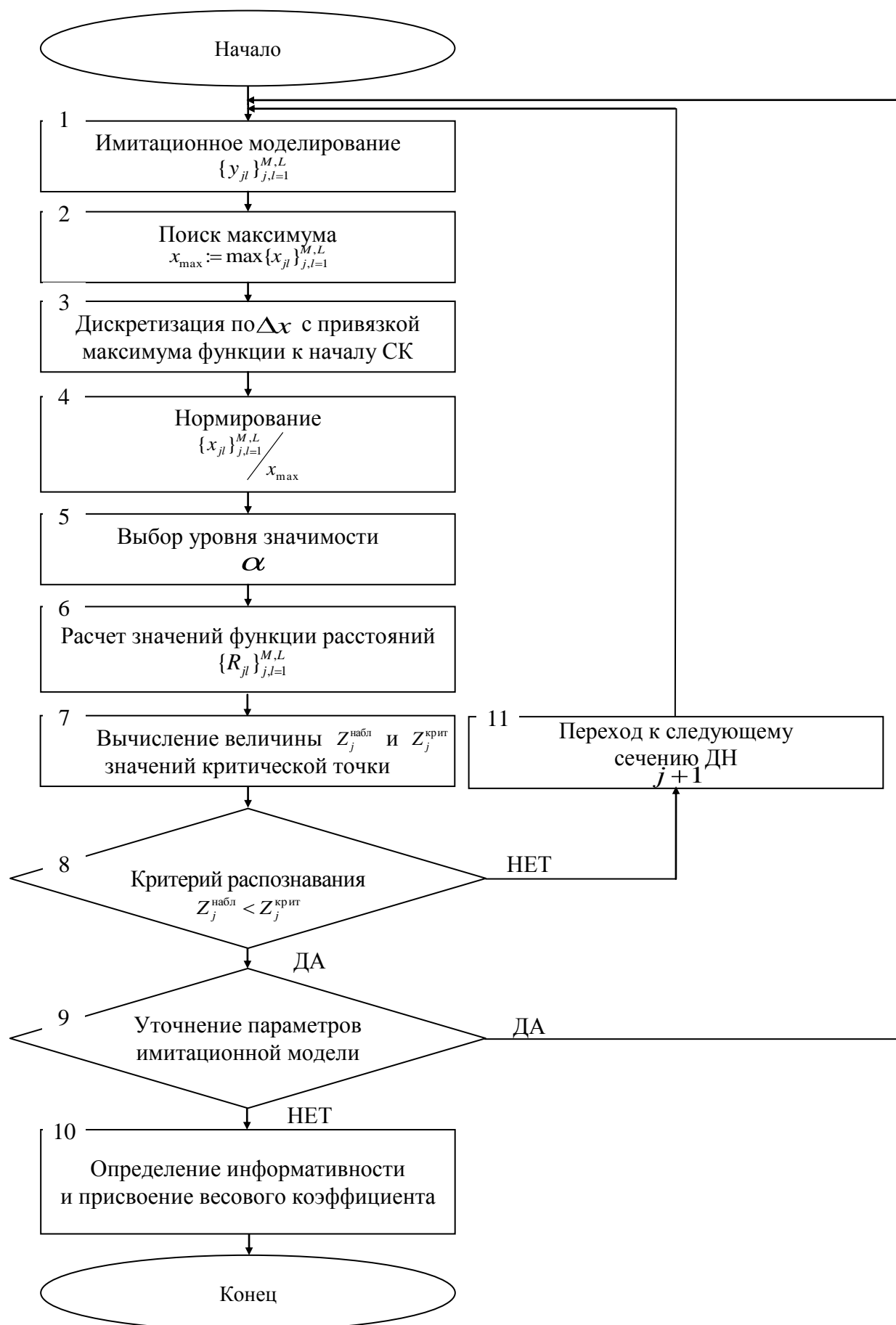


Рис. 4. Блок-схема методики распознавания объектов в ВКП
на основе сравнения ДН АС

Этап 9. В случае необходимости (коррекции режима функционирования, использования нового режима функционирования) параметры моделей могут быть уточнены. Качество выполненных мероприятий можно оценить за счет проверки гипотезы о равенстве математических ожиданий разностных портретов.

Если параметры ДН удовлетворяют требованиям, они могут быть записаны в базу данных, откуда их можно в дальнейшем изъять для проведения очередного моделирования.

Этап 10. На основе оцененного значения вероятности распознавания, которое может быть получено в ходе работы в соответствии с методикой по априорно известным типам объектов, производится определение информативности признаков и весовых коэффициентов [3, 11]. Это необходимо в случае использования нескольких признаков для их ранжирования по степени ухудшения разделяющих качеств.

Этап 11. Если распознавание провести не удалось, то производится переход к следующему сечению ДН АС.

Выходные данные:

- решение о типе распознаваемого объекта на основе ДН АС;
- оцененное значение вероятности распознавания, которая необходима для определения информативности и вычисления весовых коэффициентов.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДИКИ РАСПОЗНАВАНИЯ ОБЪЕКТОВ В ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ НА ОСНОВЕ СРАВНЕНИЯ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ИХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ

В качестве исходных данных для расчета вероятности распознавания на основе сравнения ДН АС были использованы результаты моделирования. Моделирование производилось на основе априорных сведений о типе используемой АС и ее параметрах (активная фазированная решетка приемопередающих модулей с корректирующей линзой Ротмана, с фокусирующей параболической антенной).

Результаты применения методики, предложенной выше, для случая, отображенного на рис. 1, приведены в табл. 1 и 2

Таблица 1

Результаты расчета критерия Z

$M(R_{jl}^{\text{мод}})$	$D(R_{jl}^{\text{мод}})$	$M(R_{jl}^{\text{изм}})$	$D(R_{jl}^{\text{изм}})$	n	$ Z_j^{\text{набл}} $
0	$1 \cdot 10^{-4}$	0,021	$6,08 \cdot 10^{-3}$	80	2,276

Таблица 2

Проверка гипотез с использованием функции Лапласа

Уровень значимости	0,01	0,05	0,075	0,1	0,15
Значение $Z_j^{\text{крит}}$, сравниваемое с $ Z_j^{\text{набл}} $	2.58 ($Z_j^{\text{крит}} > Z_j^{\text{набл}} $)	1.96 ($Z_j^{\text{крит}} < Z_j^{\text{набл}} $)	1.79 ($Z_j^{\text{крит}} < Z_j^{\text{набл}} $)	1.64 ($Z_j^{\text{крит}} < Z_j^{\text{набл}} $)	1.44 ($Z_j^{\text{крит}} < Z_j^{\text{набл}} $)
Принимаемая гипотеза	H_0	H_1	H_1	H_1	H_1

Далее были проведены вычисления в РТС Mathcad, целью которых было определение количества правильных гипотез при различных параметрах ДН АС, результаты которых занесены в табл. 3.

Анализ данных табл. 3 показал, что решить задачу распознавания, используя в качестве признака ДН, возможно. Границы применимости рассмотренной методики определяются исходя из требований к показателям качества системы распознавания.

Таблица 3

**Результаты решения задачи распознавания
при различных уровнях значимости**

Φ_1 и Φ_2	Количество правильных гипотез для различных уровней значимости α (500 опытов), %.				
	0,01	0,05	0,075	0,1	0,15
0,75 и 0,75	99	94,2	91,4	88	81,6
0,75 и 0,9	5	20,4	28,2	36,6	46,4
0,75 и 1,0	13,6	52,8	64,8	72,4	82,6
0,75 и 1,25	50,8	93,8	97,6	99	100
0,75 и 1,5	91,2	100	100	100	100
0,75 и 2,0	100	100	100	100	100

Рассмотренная методика позволяет проводить распознавание объектов в ВКП на основе сравнения ДН АС. При этом в зависимости от условий проведения измерений или моделирования, а также предъявляемых требований вероятность распознавания варьируется в пределах 60–90%.

Анализ работ [6, 8, 12] позволил сделать вывод о том, что применение предложенной методики позволит расширить возможности систем мониторинга воздушно-космического пространства.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученная методика распознавания объектов в ВКП на основе сравнения ДН АС отличается от существующих тем, что определение типа объекта производится на основе нового признака с использованием принципа расстояний и с применением критерия проверки статистических гипотез Стьюдента.

Впервые применена процедура анализа составляющих сравниваемых ДН АС на основе оценивания степени отличия их математических ожиданий по критерию проверки статистических гипотез Стьюдента с возможностью изменения порогового значения для повышения качества решения задачи распознавания.

В ходе апробации методики распознавания на основе сравнения ДН АС, полученных с помощью имитационного моделирования и комплекса радиотехнических измерений, было достигнуто значение вероятности распознавания, равное 60–90%.

Такой разброс обусловлен тем, что используемая в работе модель [7], разработанная на основе [10, 11], не всегда гарантирует то, что смоделированные данные отражают реальное функционирование объекта в ВКП, поэтому она требует доработки и усовершенствования. На данный момент модель не позволяет учитывать конструктивные особенности объекта, которые вносят определенный вклад в форму ДН АС.

Еще одной сложностью является то, что перед проведением распознавания невозможно определить, в каком режиме функционирует бортовая аппаратура объекта в ВКП и куда именно направлена его АС, что, в свою очередь, затрудняет процесс измерения и восстановления ДН.

В данном случае использовалась всего одна реализация шума, чего недостаточно при реальной работе. Для повышения достоверности распознавания объекта необходимо получить несколько реализаций и обработать их в отдельности. Если в каждом отдельно взятом случае ДН АС соответствует одному и тому же типу, то можно считать, что задача решена успешно.

Список используемых источников

1. *Вениаминов С.С.* Выявление скрытых структурных закономерностей в процессах и сигналах: от космических исследований до анализа трендов рынка. – М.: ЛЕНАНД, 2014. – 216 с.
2. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей. – М.: Наука, 1969. – 576 с.
3. *Горелик А.Л., Скрипкин В.А.* Методы распознавания: учеб. пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высшая школа, 1984. – 208 с.
4. Селекция и распознавание на основе локационной информации / А.Л. Горелик, Ю.Л. Барабаш, О.В. Кривошеев, С.С. Эпштейн; под ред. А.Л. Горелика. – М.: Радио и связь, 1990. – С. 45–63.
5. Решение задачи распознавания излучающих объектов на основе подхода к отождествлению их диаграмм направленности / С.В. Куликов, Р.А. Гудаев, М.Т. Балдычев, Ю.Н. Гайчук // Наукоемкие технологии. – 2015. – № 12. – С. 26–30.
6. Применение информации, получаемой от средств радиотехнического контроля, для решения задач распознавания космических аппаратов / Р.А. Гудаев, Р.В. Катюха, С.В. Логунов, Д.А. Рогов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2015. – Вып. 647. – С. 137–142.
7. *Гудаев Р.А., Шалдаев С.Е., Рогов Д.А.* Содержательная модель космического аппарата дистанционного зондирования земли как объекта радиотехнического контроля // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2015. – Вып. 649. – С. 159–167.
8. *Дмитриев А.К., Юсупов Р.М.* Идентификация и техническая диагностика. – МО СССР, 1987. – 521 с.
9. Применение многоспектральных фотометрических данных в задаче распознавания космических объектов / Г.Н. Колесниченко, А.В. Миронов, А.А. Васюнин, С.В. Логунов // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2010. – № 5, т. 8. – С. 86–91.
10. *Ладыгин А.И.* Анализ сигнатур. Теория и практика радиолокационного распознавания космических объектов & Космические трагедии глазами аналитиков сигнатур. – М.: Университетская книга, 2008. – 256 с.
11. Пат. 2384881 Рос Федерации, МПК G 06 K 9/66. Способ адаптивного распознавания объектов, система для адаптивного распознавания объектов / Воскресенский В.В., Сборщиков В.А., Хилько А.А., Яхно В.Г., Хоботов А.Г., Остапенко Е.В.; заявитель и патентообладатель ЗАО «Альтаир-НТПЦ». – № 2007130876/09; заявл. 14.08.2007; опубл. 20.03.2010. – 9 с.
12. *Ту Дж., Гонсалес Р.* Принципы распознавания образов / пер. с англ. И.Б. Гуревича; под общ. ред. Ю.И. Журавлева. – М.: Мир, 1978. – 414 с.
13. Мониторинг космических аппаратов на основе применения корреляционно-фазовых пеленгаторов / А.С. Чеботарёв, А.О. Жуков, Ю.Ю. Махненко, З.Н. Турлов; под общ. ред. А.С. Чеботарёва. – М.: ФИЗМАЛИТ, 2011. – 120 с.

Е.А. Жеребцов;
В.В. Тришункин,
кандидат экономических наук, доцент;
А.В. Трудов,
кандидат техн. наук, доцент

МЕТОДИКА ПЛАНИРОВАНИЯ РАБОТ ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ СПЕЦИАЛЬНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОМАНДНЫХ ПУНКТОВ

В публикации рассматривается методология планирования проведения работ по совершенствованию специальных технических систем (СТС) командных пунктов (КП) с учетом ограничений на коэффициент готовности. Описанный в статье подход отличается от известных тем, что для оценивания эффективности вариантов планирования работ по совершенствованию СТС КП используется показатель эксплуатационных затрат, расходуемых на функционирование СТС КП на горизонте перспективного планирования, что позволяет связать технические и экономические результаты их эксплуатации. Задача планирования проведения работ по совершенствованию решается при помощи генетического алгоритма, который позволяет прийти к удовлетворительному результату через последовательный подбор и комбинирование искомых параметров.

Ключевые слова: специальные технические системы, планирование, совершенствование, генетические алгоритмы.

ВВЕДЕНИЕ

Планирование проведения работ по совершенствованию специальных технических систем (СТС) командных пунктов (КП) является одной из важнейших составляющих частей процесса управления развитием СТС КП.

В любой системе управления развитием планирование осуществляется планирующим органом применительно к конкретному объекту управления. Результатом деятельности планирующего органа является план, то есть заранее намеченная система мероприятий, предусматривающая последовательность и сроки выполнения работ, необходимые для достижения определенной цели. По продолжительности охватываемого планом периода планирование может быть долгосрочным (перспективным), среднесрочным и текущим [1]. Планирование работ по совершенствованию СТС КП является перспективным планированием, так как процесс совершенствования СТС КП может занять продолжительное время (более года). Отличительной особенностью предлагаемого метода планирования проведения работ по совершенствованию является возможность обновления объектов Воздушно-космических сил в процессе их функционирования по целевому назначению.

Содержательную задачу планирования представим в виде схемы, которая изображена на рис. 1.

Для постановки задачи планирования необходимо ввести булеву переменную, которая характеризует признак проведения работ по совершенствованию j -й (ого) системы (агрегата) на i -м периоде планирования:

$$x_{ij} = \begin{cases} 0, & \text{нет совершенствования СТС,} \\ 1, & \text{производится совершенствование СТС.} \end{cases} \quad (1)$$

Для описания процесса совершенствования сформируем матричную модель [2], столбцами которой являются периоды планирования, а строками – системы (агрегаты) СТС КП. Матричная модель показана на рис. 2.



Рис. 1. Схема планирования совершенствования СТС КП

Образцы СТС КП	Периоды планирования						
	$t_1^П$	$t_2^П$...	$t_i^П$...	$t_{M_2}^П$	
	S_1	x_{11}	x_{21}	...	x_{i1}	...	$x_{M_2 1}$
	S_2	x_{12}	x_{22}	...	x_{i2}	...	$x_{M_2 2}$
	
	S_j	x_{1j}	x_{2j}	...	x_{ij}	...	$x_{M_2 j}$
	
	S_{N_2}	x_{1N_2}	x_{2N_2}	...	x_{iN_2}	...	$x_{M_2 N_2}$

Рис. 2. Матричная модель процесса совершенствования СТС КП

Некоторая последовательность $\{x_{ij}\}$, значение которой равно 1, является планом совершенствования СТС КП за время $t^П$:

$$t^П = \sum_{i=1}^{M_2} t_i^П. \quad (2)$$

Для функционирования j -го образца СТС КП на i -м периоде планирования требуется некоторое количество ресурсов $C_{ij}^{(0)}$. Если были проведены работы по совершенствованию образца СТС КП, то значение ресурсоемкости равно $C_{ij}^{(1)}$.

Пусть известна ресурсоемкость СТС до и после проведения совершенствования на j -м образце (табл. 1).

Таблица 1

Значения показателей ресурсоемкости j -го образца

	$t_1^П$	$t_2^П$...	$t_i^П$...	$t_{M_2}^П$
Совершенствование на j -й (м) системе (агрегате) не проведено	$C_{1j}^{(0)}$	$C_{2j}^{(0)}$...	$C_{ij}^{(0)}$...	$C_{M_2 j}^{(0)}$
Совершенствование на j -й (м) системе (агрегате) проведено	$C_{1j}^{(1)}$	$C_{2j}^{(1)}$...	$C_{ij}^{(1)}$...	$C_{M_2 j}^{(1)}$

Количество расходуемых при эксплуатации образца СТС КП ресурсов находится при помощи аддитивной формулы:

$$C_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{M_2} \sum_{j=1}^{N_2} (C_{ij}^{(0)} \cdot (1 - x_{ij}) + C_{ij}^{(1)} \cdot x_{ij}), \quad (3)$$

где N_2 – количество совершенствуемых образцов СТС КП;

M_2 – количество периодов планирования.

Для формализации требований, которые предъявляются суперсистемой, необходимо наложить ряд ограничений на возможные планы проведения работ по совершенствованию СТС КП, а именно:

$$x_{ij} \cdot t_j^{CB} \leq t_i^{\Pi}, \quad i = \overline{1, M_2}, j = \overline{1, N_2}; \quad (4)$$

$$\sum_{j=1}^{N_2} (x_{ij} \cdot C_j^{CB}) \leq C_i^{\Delta}, \quad i = \overline{1, M_2}. \quad (5)$$

Здесь C_i^{Δ} – директивное значение показателя экономических затрат на проведение совершенствования СТС КП в i -й период;

$$x_{vj} = 0, \quad j = \overline{1, N_2}, \quad (6)$$

где v – номера периодов планирования, на которых проведение работ по совершенствованию невозможно;

$$\sum_{i=1}^{M_2} x_{ij} = 1, \quad j = \overline{1, N_2}. \quad (7)$$

При проведении на какой-либо системе (агрегате) работ по совершенствованию, продолжительность которых t_j^{CB} , $j = \overline{1, N_2}$, весь образец СТС КП на этот период выводится из эксплуатации. Степень временных потерь на проведение совершенствования характеризует коэффициент готовности, который имеет вид

$$K_{\Gamma} = f(X_{[M_2 \times N_2]}) \geq K_{\Gamma}^{\Delta}. \quad (8)$$

Таким образом, при заданных исходных данных о СТС КП, о тактико-технических требованиях, предъявляемых к СТС, области применения СТС, данных о техническом состоянии и интенсивности воздействия окружающей среды на СТС, составе и динамике эксплуатационных расходов необходимо сформировать план проведения работ по совершенствованию СТС КП, при котором C_{Σ} достигает минимума:

$$X_{[M_2 \times N_2]}^* = \underset{X_{[M_2 \times N_2]} \in \Delta_x}{\operatorname{rg\,min}} [C_{\Sigma}(X_{[M_2 \times N_2]})], \quad (9)$$

где Δ_x – совокупность ограничений (4)–(8) на возможные планы $X_{[M_2 \times N_2]}$ проведения работ по совершенствованию СТС КП.

Задача (1)–(9) принадлежит к классу комбинаторных задач составления оптимальных расписаний [3]. Сущность подобных задач заключается в выборе из полного множества комбинаторных альтернатив $\hat{\Delta}$ допустимых комбинаторных альтернатив $\Delta_{\beta} \subseteq \hat{\Delta}$ путем исключения последних по определенному правилу. Подобные задачи выбора квазикompактных расписаний имеют формальные алгоритмы решений только для немногочисленных простейших случаев. В остальных случаях осуществляется либо случайный поиск, который не

дает точную оценку экстремума целевой функции за конечное число испытаний, либо полный перебор вариантов. Использование последнего варианта возможно только для задач небольшой размерности. Причем размерность зависит не только от количества элементов ТЛО, но и от частоты дискретизации периодов планирования.

Для решения задачи (1)–(9) представляется перспективным применение класса генетических алгоритмов, лишенных указанных недостатков.

ОПИСАНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СХЕМЫ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПЛАНИРОВАНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОМАНДНЫХ ПУНКТОВ

Генетические алгоритмы (ГА) относятся к адаптивным методам решения задач поиска и оптимизации, главным образом в дискретных пространствах очень большой размерности и в задачах с «плохими» оптимизируемыми функциями и, возможно, со сложными ограничениями [4, 5]. Активное развитие эти алгоритмы получили примерно с середины 80-х годов, однако практическое их применение началось в 90-е годы.

Стандартная схема генетического алгоритма состоит из множества однотипных циклов, каждый из которых включает в себя следующий набор последовательно выполняемых действий.

Шаг 1. Получение некоторого подмножества допустимых решений задачи. На первом шаге чаще всего для этого используются методы случайного поиска в комбинации с эвристиками, описывающими некоторые специфические черты задачи.

Шаг 2. Оценка каждого решения с помощью заданной функции полезности, пригодности, качества и т. п. Эта функция может быть векторной, однако должен существовать способ линейного упорядочения решений со смыслом «хуже – лучше».

Шаг 3. Выбор подмножества множества решений, полученного после шага 1. При этом выборе как правило предпочтения отдаются тем решениям, которые по принятой в задаче функции пригодности являются наилучшими. Это делается с помощью некоторого алгоритма, который обязательно включает в себя механизм рандомизации.

Шаг 4. Выполнение с элементами выбранного подмножества некоторых операций, которые называют «генетическими операциями». С помощью этих операций генерируются новые решения в заданном количестве. Генетические операции существенно базируются на вероятностных механизмах.

Условие останова алгоритма обычно проверяется после исполнения шага 2 в каждом цикле алгоритма. Оно формируется на основе обычных соображений, общих для всех поисковых методов, однако с некоторыми особенностями. Эти особенности обсуждаются в дальнейшем.

Описанная стандартная схема генетического алгоритма показана на рис. 3.

Рассмотрим кратко компоненты генетических алгоритмов и те понятия, которые в них используются.

Для решения задачи (1)–(9) была разработана следующая вычислительная схема, описание которой дано в терминах генетических алгоритмов. Особь представляет собой элементарный план, заданный матричной моделью (см. рис. 2). По вертикали расположены образцы СТС КП, в отношении которых проводятся работы по совершенствованию, а по горизонтали – периоды планирования. В качестве признака проведения работ по совершенствованию СТС КП выступает единица, признака непроведения – ноль.

Ограничения на возможные особи задаются при помощи выражений (5)–(9).

На рис. 4 изображена блок-схема применения генетического алгоритма для решения задачи планирования проведения работ по совершенствованию СТС КП.

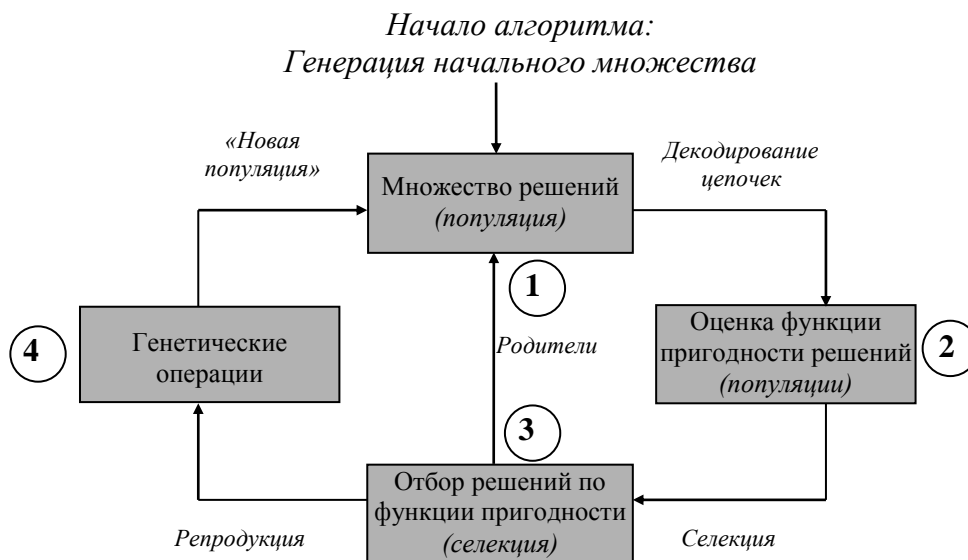


Рис. 3. Общая схема генетического алгоритма

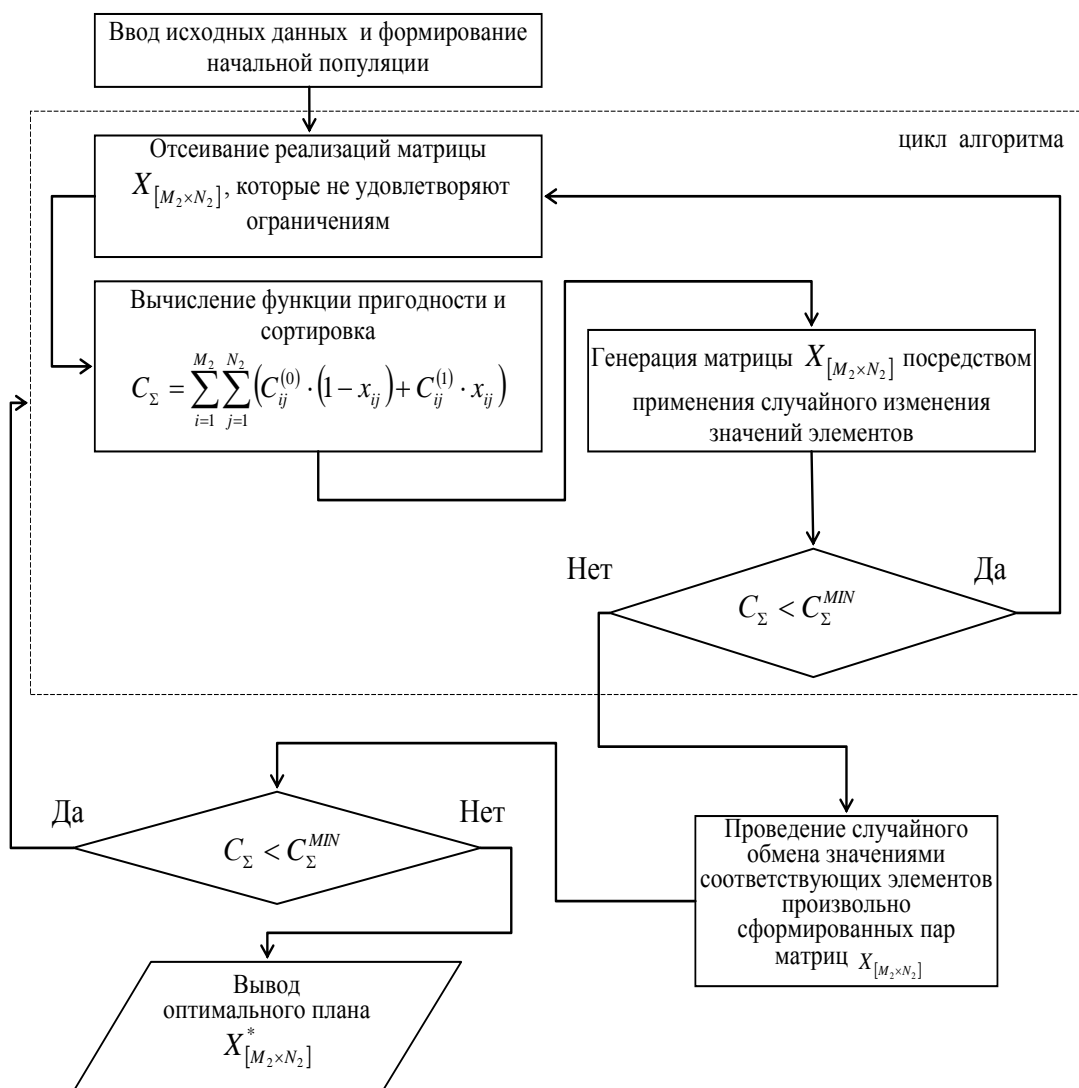


Рис. 4. Блок-схема генетического алгоритма

Шаг 1. Осуществляется генерация исходной популяции элементарных планов. Данная операция для каждой строки плана осуществляется посредством генерации равномерно распределенного на интервале $[1, M_2]$ целого числа w_i и последующего помещения в строку w данного столбца единицы. Общее количество особей в популяции определяется пользователем и в рассматриваемых примерах составляло 1000 или 10000 единиц.

Шаг 2. Производится проверка особи ограничениям. Особи, не удовлетворяющие ограничениям (4)–(8), сразу же удаляются из популяции.

Шаг 3. Для всех оставшихся планов производится вычисление функции пригодности – эксплуатационных затрат, а затем сортировка особей в порядке ее возрастания. Лучший результат запоминается и выводится. После этого, в случае необходимости, освобождаются 50 % нижних мест в популяции. Это делается для того, чтобы освободить место для следующего поколения планов, так как общая мощность популяции на всех этапах ее развития остается постоянной.

Шаг 4. Генерируются новые члены популяции, являющиеся потомками уже существующих особей. Для этого применяется операция мутации, представляющая собой следующую эвристику:

- производится случайный выбор строк плана;
- из числа этих строк выбирается та, для которой абсолютное значение эксплуатационных затрат максимально;
- строковая единица перемещается по направлению к абсолютному минимуму эксплуатационных затрат для этого агрегата, а ее место занимает ноль.

После генерации посредством проведения мутации следующего поколения планов осуществляется переход к шагу 2. Данный цикл повторяется до тех пор, пока происходит изменение лучшего результата. В случае, если он остается неизменным, переходим к шагу пять.

Шаг 5. Отделяется 5–15 % наилучших особей – так называемая «элита», а к оставшемуся количеству применяется операция скрещивания. Это множество разбивается на две части, после чего четные его члены обмениваются с нечетными половиной строк. После этого переходим к шагу 2.

В случае, если при последующем возврате на шаг 5 рекордный результат не изменился, алгоритм останавливается.

Разработанный способ планирования совершенствования СТС КП предназначен для формирования оптимального плана проведения работ по совершенствованию, а также для определения возможности их проведения.

На основе полученного оптимального плана проведения совершенствования СТС КП $X_{[M_2 \times N_2]}^*$ принимается решение о проведении их совершенствования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан способ планирования проведения работ по совершенствованию СТС КП с учетом ограничений на коэффициент готовности. Данный способ отличается от известных тем, что для оценивания эффективности вариантов планирования работ по совершенствованию СТС используется показатель эксплуатационных затрат, расходуемых на функционирование СТС КП на горизонте перспективного планирования, что позволяет связать технические и экономические результаты их эксплуатации.

Задача планирования проведения работ по совершенствованию решается при помощи генетического алгоритма, который позволяет найти удовлетворительное решение через последовательный подбор и комбинирование искомых параметров. С целью синтеза оптимального плана совершенствования задача планирования была сформулирована в терминах генетиче-

ских алгоритмов, записано выражение для функции пригодности и разработана вычислительная схема, обеспечивающая сходимость алгоритма.

Список используемых источников

1. *Перминов А.Н., Пеньков М.М., Птушкин А.И.* Методика оптимального распределения средств на модернизацию сложных технических комплексов // Ремонт. Восстановление. Модернизация. – М.: Наука и технологии, 2006. – С. 40–46.
2. *Баранов Л.Т., Птушкин А.И., Скорилов Д.В.* Генетическое программирование в задачах планирования профилактических работ // Известия вузов. Приборостроение. – СПб.: ИТМО, 2006. – С. 3–9.
3. *Резников Б.А.* Системный анализ и методы системотехники: учебник. – МО РФ, 1990. – 522 с.
4. *Емельянов В.В., Курейчик В.В., Курейчик В.М.* Теория и практика эволюционного моделирования. – М.: Физматлит, 2003. – 43 с.
5. *Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л.* Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы. – М.: Горячая линия – Телеком, 2008. – 452 с.

А.В. Кухтин

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ СОСТАВА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕЙ В УСЛОВИЯХ КРАТКОВРЕМЕННЫХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ ПОВЫШЕННОЙ МОЩНОСТИ

В публикации представлена методика обоснования состава системы обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата, функционирующей в условиях кратковременных тепловых потоков повышенной мощности. Приведенная методика позволяет разработать практические рекомендации по разработке СОТР, функционирующей в условиях кратковременных тепловых потоков повышенной мощности.

Ключевые слова: космический аппарат, система обеспечения теплового режима, тепловой аккумулятор, объект регулирования.

ВВЕДЕНИЕ

Характерной особенностью современного этапа становления ракетно-космической техники является расширение круга задач, стоящих перед космическими аппаратами (КА) при сохранении жестких массовых, габаритных, энергетических и временных ограничений. Одной из трудностей, возникающих при этом, является обеспечение потребного теплового режима работы бортовых систем КА в условиях кратковременных пиковых нагрузок. Учитывая требования по стабильности теплового состояния, задача по поддержанию температуры его элементов в условиях космического пространства является одной из основных, определяющих само его существование. Даже кратковременный выход значений температуры за допустимые пределы может привести к нарушению функционирования или к выходу из строя всего КА. С учетом высокой стоимости КА к надежности и характеристикам системы обеспечения теплового режима (СОТР) предъявляются повышенные требования.

Поддержание требуемого теплового режима обеспечивается организацией как внешнего теплообмена КА с внешней средой, так и внутреннего теплообмена и распределения тепловой энергии между элементами и конструкцией КА. Однако тепловое поле КА определяется не только специально организованными тепловыми связями, но и теплофизическими свойствами всех конструктивных элементов, образующих КА. Тепловой режим КА будет определяться не только СОТР, но и всеми его составными элементами: внешним оборудованием, корпусом, несущей рамой, агрегатами и приборами. В связи с этим актуальной является разработка новых научно-методических подходов к созданию СОТР КА, характеризующаяся использованием как традиционных средств обеспечения теплового режима, так и новых, таких как двухфазные системы, модульные схемы СОТР и др.

ТИПОВОЙ СОСТАВ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КА

Система обеспечения теплового режима КА в общем случае включает в себя средства пассивного терморегулирования (СПТР) и средства активного терморегулирования, объединенные в систему терморегулирования (СТР) [1]. В качестве элементов СПТР используются:

- терморегулирующие покрытия;
- тепловые экраны;
- теплопроводники;
- термосопротивления;
- тепловые аккумуляторы.

С повышением требований к энерговооруженности КА на первый план выходит использование активных средств терморегулирования. В зависимости от способа теплообмена с окружающей средой все СТР делятся на две группы: испарительные и радиационные.

Системы терморегулирования, отводящие тепловую энергию за счет скрытой теплоты испарения жидкостей с последующим удалением паров в окружающее пространство, нашли широкое применение благодаря высокой теплопередающей способности на единицу массы конструкции. Основным агрегатом таких систем является испарительный теплообменник, в котором осуществляется охлаждение теплоносителя внутреннего контура за счет скрытой теплоты фазового превращения жидкого хладагента.

Сброс теплоты излучением осуществляется в радиационном теплообменнике, поверхность которого подвергается воздействию внешних тепловых потоков и к которому подводится внутренняя тепловая энергия. Следовательно, условия внешнего теплообмена являются определяющими при функционировании СОТР.

При наличии на борту КА мощных тепловыделяющих элементов возникает проблема выбора расчетного случая и соответствующих ему исходных данных, так как если в качестве величины расчетной мощности отводимого теплового потока выбрать ее пиковое значение, массогабаритные характеристики СОТР в большинстве случаев не будут удовлетворять накладываемым на них ограничениям.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать в составе штатной СОТР дополнительный контур, конвертирующий энергию высоких пиковых тепловых нагрузок в небольшие по энергетическому уровню, но продолжительные по времени тепловые потоки.

При поступлении команды на включение объекта регулирования в работу одновременно включается контур, который обеспечивает быстрый съем тепла с конструкции и с элементов установки и передачу его в тепловой аккумулятор. Тепловой аккумулятор обеспечивает медленный сброс тепла через штатную СОТР в течение длительного времени. Значение теплового потока со стороны теплового аккумулятора определяется текущей нагрузкой на штатную СОТР. При необходимости процесс сброса тепла через штатную СОТР может быть отложен.

В общем случае принципиальная схема подобной специальной СОТР будет выглядеть так, как показано на рис. 1.

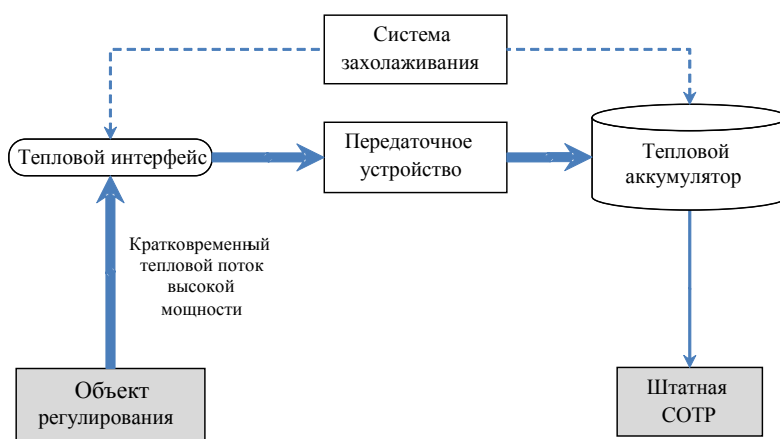


Рис. 1. Принципиальная схема специальной СОТР

В общем случае исходными данными для модели СОТР будут являться:

- компоновка бортовой аппаратуры КА;
- максимальное тепловыделение бортовой аппаратуры;
- минимальное тепловыделение бортовой аппаратуры;
- параметры орбиты;
- ориентация КА.

Тепловой режим аппарата будут определять следующие факторы:

- воздействие окружающей среды;
- характер и интенсивность теплового взаимодействия между элементами;
- энерговыделения в системах и агрегатах;
- теплофизические характеристики конструкции и рабочих тел.

СОДЕРЖАНИЕ МЕТОДИКИ ОБОСНОВАНИЯ СОСТАВА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА

Методика обоснования оптимальных структуры и параметров СОТР состоит из следующих этапов:

- анализа цели функционирования СОТР, обоснования показателей качества;
- анализа вариантов построения структуры СОТР и генерации исходных конкурирующих обобщенных структур;
- разработки математических моделей элементов СОТР и целенаправленных процессов их функционирования;
- оптимизации структуры и параметров СОТР;
- анализа полученных результатов, их интерпретации (увязки с содержательной постановкой задачи) и выработки практических рекомендаций.

В основе предлагаемого подхода лежит рассмотрение СОТР КА и высокоэнергетического оборудования в виде модели агрегативной системы, состоящей из иерархической совокупности множеств: подсистем, агрегатов, элементов.

Формирование агрегатной базы модели проводится исходя из максимально возможного снижения количества типов используемых при моделировании агрегатов с сохранением их целевой функции и критичных условий сопряжения с другими элементами системы. Реализация данного принципа возможна путем всестороннего анализа входных (выходных) связей и принципов функционирования различных структурных элементов СОТР и формирования по его результатам описания обобщенного агрегата.

Обобщенная структура представляет собой виртуальную иерархическую структуру, в которой в соответствующих группах по целевым признакам в функциональных агрегатах обобщены все возможные физические элементы СОТР.

При построении концепции создания агрегированной модели необходимо поставить в соответствие реальному объекту исследования некоторый его образ, сохраняющий наиболее существенные свойства реального объекта, но обладающий большей простотой и наглядностью. Для этого предполагается использовать следующие понятия:

- 1) элемент;
- 2) агрегат;
- 3) обобщенная структура (ОС).

Практически любое требование может быть удовлетворено не единственным способом, поэтому на каждом шаге формирования ОС СОТР возникает вопрос, какой конкретный «физический» элемент следует выбрать из числа конкурирующих и поставить на место «функционального». Если априори (эвристически или при помощи экспертных оценок) однозначно ответить на этот вопрос не удастся, то в состав СОТР при формировании ее ОС следует включать все конкурирующие элементы с последующим отслеживанием их собственных функциональных требований. При невозможности или явной нецелесообразности включения всех элементов в одну обобщенную структуру необходимо разделять ее на несколько конкурирующих структур. Итогом структурной оптимизации является уточнение математической модели комплекса и формирование множества независимых переменных.

Таким образом, множество элементов, образующих ОС, может быть функционально избыточным (содержать несколько элементов, несовместимых друг с другом или дублирую-

щих функции друг друга). Прежде всего в этом смысле такая структура СОТР и является «обобщенной» [2, 3].

Структура СОТР может быть представлена множеством узлов N и множеством ребер R :

$$N = \{N_1, N_2, \dots, N_n\}, \quad R = \{R_1, R_2, \dots, R_m\}, \quad (1)$$

где N_i – элемент множества узлов, отождествляющий тепловую модель i -го элемента КА;
 R_j – элемент множества ребер, отождествляющий j -тую тепловую связь между элементами КА.

При этом каждый элемент множества узлов может быть представлен в виде

$$N_i = f(K_i, L_i, F_i, S_i), \quad i = 1, \dots, n, \quad (2)$$

где K_i – множество допустимых параметров i -го элемента КА;
 L_i – множество граничных условий i -го элемента КА;
 F_i – множество условий функционирования i -го элемента КА;
 S_i – множество внешних факторов i -го элемента КА,

а множества ребер в виде

$$R_l = f(N_k, N_{k+1}, \dots, N_l), \quad k \geq 1, l \leq n. \quad (3)$$

Базовая структура системы обеспечения теплового режима КА показана в виде схемы и построена таким образом, что ее ребра моделируют суммарное тепловое взаимодействие между элементами системы (рис. 2). В общем случае эту структуру можно дополнить введением ребер, характеризующих отдельные виды теплообмена (конвекцию, теплопроводность, радиацию и т. д.), что позволяет более детально описать процессы теплового взаимодействия между элементами.

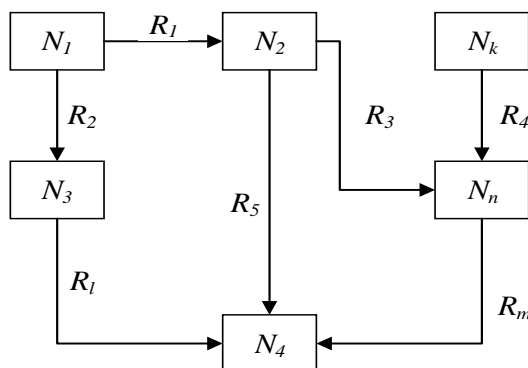


Рис. 2. Схема тепловой модели

Таким образом, исследование теплового режима СОТР КА представляет собой комплексное моделирование состояния выделенных в модели элементов при заданном внешнем воздействии и известной структуре взаимодействия элементов системы.

Предположим, что СОТР разбивается на m изотермических узлов. Система дифференциальных уравнений, описывающая тепловое взаимодействие узлов между собой и окружающим пространством, имеет вид

$$c_i \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_{i \neq j} a_{ij} (T_j - T_i) + \sum_{i \neq j} b_{ij} (T_j^4 - T_i^4) + Q_i^{\text{ВНУТР}}(\tau) + Q_i^{\text{ВНЕШ}}(\tau); \quad i, j = 1, \dots, n, \quad (4)$$

где T_i – средняя температура узлов;
 a_{ij} – коэффициенты, определяющие конвективные и кондуктивные составляющие;

- b_{ij} – коэффициенты, определяющие лучистый теплообмен между узлами;
 c_i – эффективные теплоемкости узлов;
 $Q_i^{\text{ВНУТР}}$ – внутренняя тепловая нагрузка на узлы;
 $Q_i^{\text{ВНЕШ}}$ – внешняя тепловая нагрузка на узлы.

Алгоритм решения задачи представляет собой последовательное решение на каждом временном шаге системы алгебраических уравнений по количеству элементов моделируемой системы.

Входные данные для моделирования представляются в виде матрицы A_m переменных коэффициентов, определяющих параметры структурных элементов и связи между ними (рис. 3).

a_1	b_1	c_1	d_1
a_2	b_2	c_2	d_2
...
a_i	b_i	c_i	d_i
...
a_n	b_n	c_n	d_n

Свободные члены

Рис. 3. Расчетная матрица

Для решения системы уравнений в данном алгоритме применяется метод последовательного исключения переменных с помощью приведения к равносильной системе треугольного вида, из которой последовательно, начиная с последних (по номеру), находятся все переменные системы (метод Гаусса) [4, 5]. Использование данного метода обусловлено относительно высокой скоростью счета на современном компьютере и высокой сходимостью на подобных задачах, что позволяет моделировать систему, состоящую из большого числа элементов за малое, по сравнению с другими методами, время. Алгоритм представлен на рис. 4.

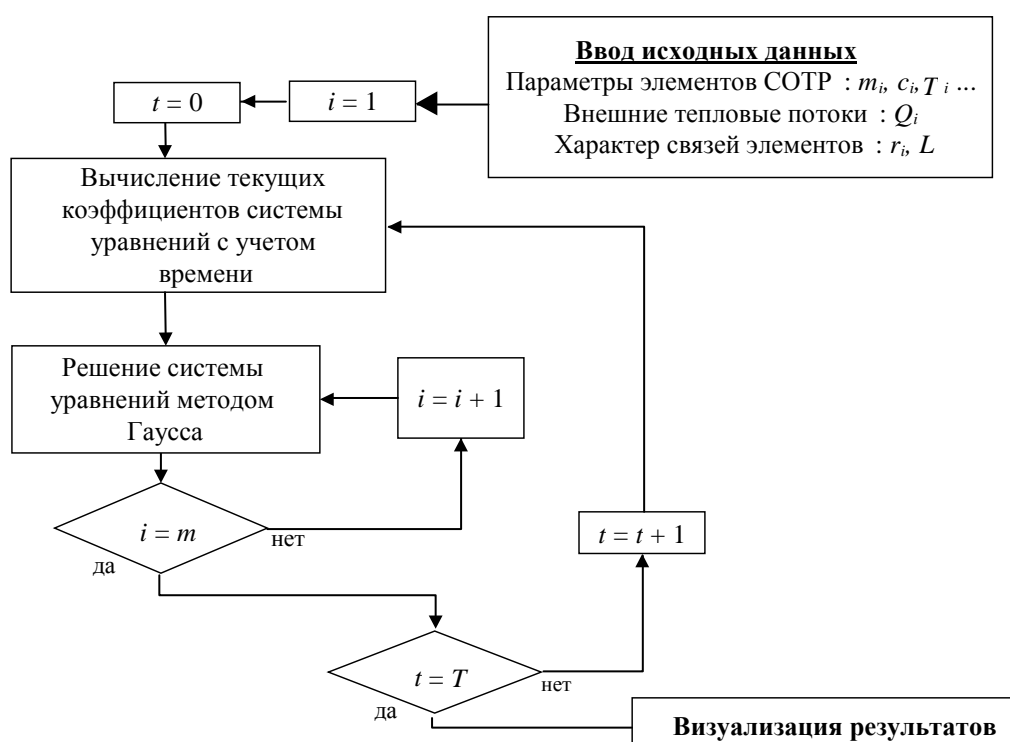


Рис. 4. Алгоритм решения задачи

На первом этапе работы алгоритма осуществляется ввод данных о структуре СОТР, параметрах ее составных элементов и внешней среде.

На втором этапе проводится последовательное решение на каждом временном шаге системы алгебраических уравнений на основании выражения (4).

На третьем этапе выполняется визуализация полученных результатов.

Особенностью данного алгоритма является пересчет на каждом временном шаге коэффициентов матрицы, входящих в уравнение, что позволяет моделировать различные нестационарные процессы, происходящие в системе, например: деградацию одного или нескольких элементов системы, внешнее нештатное воздействие или учет маневрирования КА.

Данный алгоритм доведен до программной реализации в интегрированной среде разработки программного обеспечения Visual Studio на объектно-ориентированном языке программирования C#. Для поддержки пользовательских скриптов используется интерпретируемый язык программирования Python.

Интерфейс программного комплекса с примером расчета показан на рис. 5. Программное обеспечение позволяет осуществлять импорт внешних данных и экспорт результатов расчета. Кроме того, существует возможность подключать внешние модули, позволяющая пользователю значительно расширить круг решаемых комплексом задач.

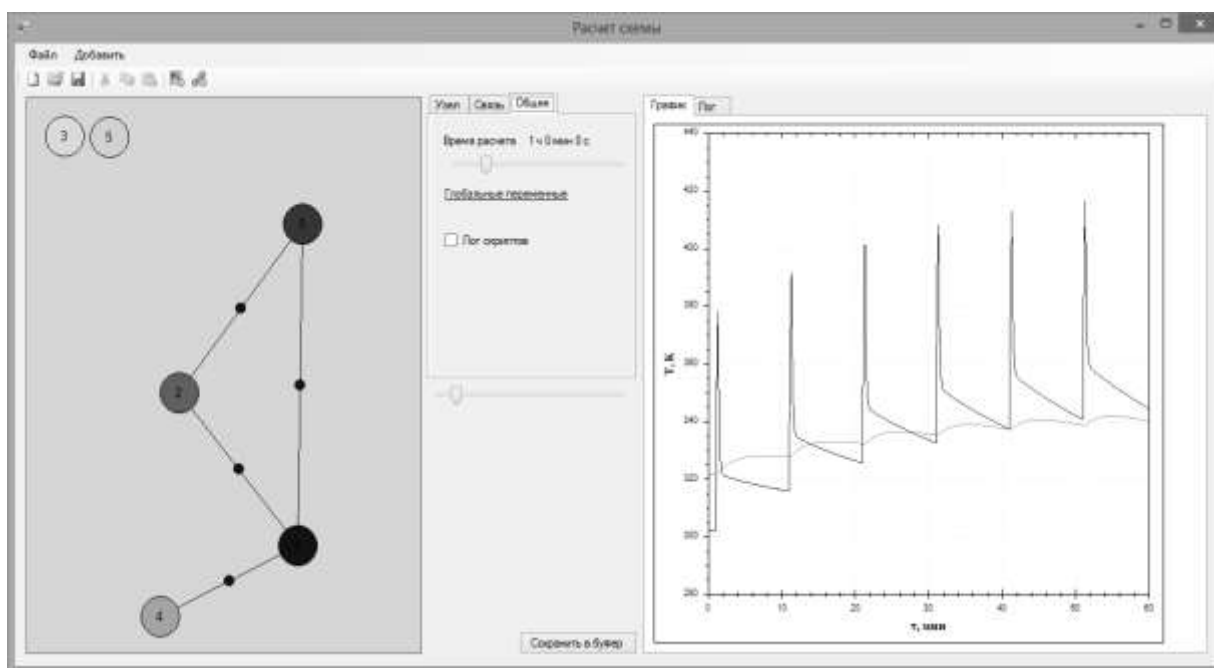


Рис. 5. Снимок экрана программного комплекса

Программное обеспечение позволяет для каждого элемента моделируемой системы отобразить график изменения любого параметра во времени.

Таким образом, использование нестационарных моделей позволяет достаточно полно и оперативно проследить характер протекания тепловых процессов в элементах КА по сравнению с использованием стационарных моделей.

Следующим этапом является параметрическая оптимизация СОТР. Важнейшей составляющей данного этапа является анализ способов оптимизации параметров обобщенной структуры. В качестве возможных могут быть использованы следующие методы оптимизации:

- классические методы математического анализа применимы при возможности аналитического дифференцирования целевой функции;

- методы линейного программирования применимы при линейности целевой функции и линейных ограничениях на области управляющих переменных;
- методы выпуклого программирования (градиентные методы) применимы при наличии априорной информации о количестве экстремумов целевой функции;
- методы прямого поиска экстремумов с применением правил ускоряющего поиска. Эти методы требуют максимального количества вычислительных ресурсов при оптимизации, однако имеют наибольшую область применимости и являются наиболее универсальными.

Учитывая, что в большинстве случаев будет иметь место неопределенность исходной информации и неизвестный априори характер поведения целевой функции на множестве независимых переменных (в частности, количество экстремумов), то единственными подходящими методами параметрической оптимизации будут являться именно методы последней группы [6].

Выходными данными процесса оптимизации являются рациональный состав и параметры системы обеспечения теплового режима КА, функционирующей в условиях кратковременных потоков повышенной мощности (рис. 6).

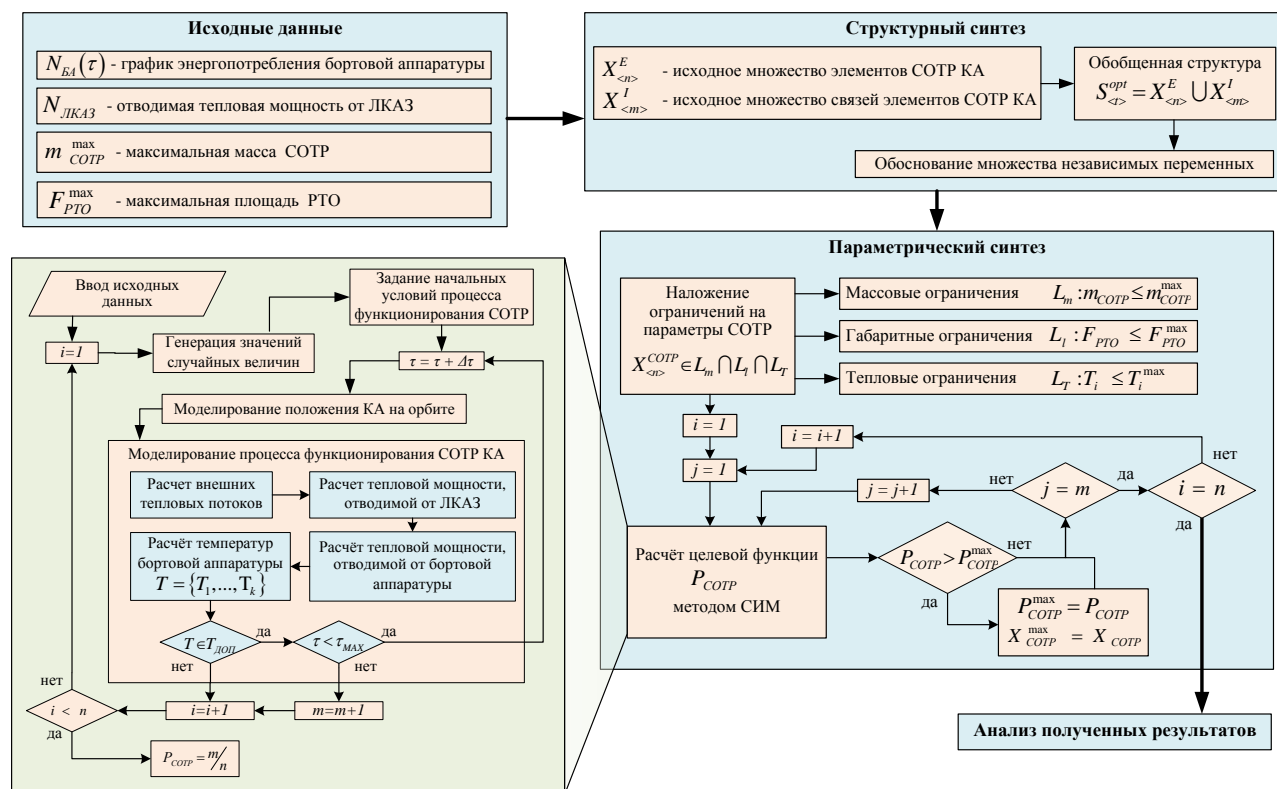


Рис. 6. Структурная схема оптимизации СОТР

На первом этапе оптимизации происходит ввод исходных данных, описывающих параметры орбиты КА, значения пиковых тепловых потоков от специальной БА, параметры энергопотребления бортовой аппаратуры и массово-габаритные ограничения элементов СОТР.

Орбита КА задается первыми пятью кеплеровыми элементами: наклонением i , аргументом перигея ω , долготой восходящего узла Ω , большой полуосью a , эксцентриситетом e .

Внутренний совокупный тепловой поток определяется графиком энергопотребления бортовой аппаратуры и ее коэффициентом полезного действия:

$$Q_{\text{в}}(t) = \sum_{i=1}^m Q_{ni}(t) = \sum_{i=1}^m N_{ni}(t)(1 - \eta_{ni})dt \quad (5)$$

где N_{ni} – мощность, потребляемая i -м элементов БА;

η_{ni} – коэффициент полезного действия i -го элемента БА. Как правило, КПД для различных приборов составляет $\eta_{ni} = 0,03 \dots 0,07$. При оценивании внутреннего теплового потока принимается $\eta_{ni} = 0,05$.

Максимальные масса СОТР и площадь РТО выступают в роли массового и габаритного ограничений, накладываемых на структуру и параметры СОТР:

$$L_m : m_{\text{СОТР}} \leq m_{\text{СОТР}}^{\text{доп}}, L_l : F_{\text{РТО}} \leq F_{\text{РТО}}^{\text{доп}}. \quad (6)$$

На этапе структурного синтеза исходя из результата анализ вариантов построения структуры СОТР проводится генерация исходных конкурирующих обобщенных структур (1) и определяется множество независимых переменных.

Для реализации параметрического синтеза СОТР строится имитационная модель процесса ее функционирования, отображающая данный процесс в формализованной форме с помощью алгоритмического описания. Влияние случайных факторов (графика энергопотребления и пиковых тепловых потоков высокой мощности) имитируется путем моделирования объектов с вероятностными параметрами функционирования.

В качестве целевой функции выступает вероятность сохранения работоспособности СОТР $P_{\text{СОТР}}$. Таким образом, критерий работоспособности СОТР определяется следующим выражением:

$$Kr_p : P_{\text{СОТР}} > P_{\text{СОТР}}^{\text{ТРЕБ}}, \quad (7)$$

где $P_{\text{СОТР}}^{\text{ТРЕБ}}$ – требуемая вероятность сохранения работоспособности СОТР.

На основе результатов оптимизации делается оценка адекватности полученного решения физическим моделям и разрабатываются практические рекомендации по разработке СОТР, функционирующей в условиях кратковременных потоков повышенной мощности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Оснащение КА мощными потребителями энергии требует серьезной переработки конструктивно-компоновочной схемы КА, изменения состава и параметров его бортовых систем, особенно системы обеспечения теплового режима. Таким образом, актуальной является проблема отведения и утилизации кратковременных тепловых потоков высокой мощности от элементов КА.

Разработанные научно-методические подходы и математическая модель позволяют учитывать наличие на борту КА высокоэнергетического оборудования.

Предлагается новый обобщенный состав системы обеспечения теплового режима, включающий дополнительный контур на базе теплового аккумулятора, преобразующий энергию высоких импульсных тепловых нагрузок в небольшие по энергетическому уровню, но продолжительные по времени тепловые потоки.

Полученные результаты целесообразно использовать при обосновании рационального состава и параметров СОТР КА, оснащенного высокоэнергетическим оборудованием.

Список используемых источников

1. Система обеспечения теплового режима космического аппарата / В.Д. Атамасов, В.И. Ермолаев, И.О. Кукушкин, А.В. Пилецкий. – МО РФ, 2003. – 71 с.
2. Чилин Ю.Н. Исследование операций в сложных технических системах. – МО РФ, 2002. – 309 с.

3. *Тимашев С.В., Кузьмин М.А., Чилин Ю.Н.* Оптимизация энергетических систем орбитальных пилотируемых станций. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
4. *Бронштейн И.Н., Семендяев К.А.* Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. – М.: Наука, 1986. – 544 с.
5. *Трофимов А.С., Судаков А.В., Козлов А.В.* Прикладные решения нестационарных задач тепломассопереноса. – Л.: Энергоатомиздат, 1991. – 160 с.
6. *Денисов А.М.* Подход к решению задачи оптимизации комплекса защиты системы электропитания космического аппарата от воздействия высокоскоростных потоков пылевых частиц космического мусора // Сборник трудов Всеармейской научно-практической конференции «Инновационная деятельность в Вооруженных силах Российской Федерации». – СПб.: ВАС, 2007. – С. 215.

А.В. Левандович,
кандидат техн. наук;
Д.А. Мосин,
кандидат техн. наук, доцент;
А.В. Северенко;
И.А. Уртминцев,
кандидат техн. наук

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Проведен анализ существующих корректирующих двигательных установок (КДУ) для малых космических аппаратов (МКА) различного целевого назначения. Определены требования, предъявляемые к КДУ со стороны МКА. Разработана методика обоснования массовых характеристик основных элементов КДУ. На основании методики определены области рационального использования различных типов КДУ для МКА различного целевого назначения.

Ключевые слова: малый космический аппарат, корректирующая двигательная установка, ракетный двигатель.

ВВЕДЕНИЕ

Современный этап освоения космического пространства характеризуется развитием космических систем на базе орбитальных группировок (ОГ) малых космических аппаратов (МКА) массой менее 100 кг. Интерес к созданию и использованию МКА, наметившийся в последние годы как за рубежом, так и в России, объясняется их относительно низкой стоимостью, сокращением сроков разработки и изготовления, а также удешевлением вывода на орбиту и эксплуатации таких аппаратов.

Внутри класса МКА существует деление на мини-КА (100–500 кг), микро-КА (10–100 кг), нано-КА (1–10 кг), пико-КА (0,1–1 кг) и фемто-КА (до 0,1 кг). Эффективность применения МКА по целевому назначению во многом определяется возможностями их корректирующих двигательных установок (КДУ).

В процессе функционирования КА корректирующая двигательная установка обеспечивает решение следующих задач:

- довыведение КА на требуемую (целевую) орбиту после отделения от ракетоносителя;
- поддержание в требуемых пределах параметров орбиты КА и баллистической структуры ОГ;
- изменение параметров орбиты КА для обеспечения решения целевых задач;
- уход с орбиты функционирования после окончания срока активного существования.

При проектировании КА одна из основных задач – выбор типа КДУ. К основным требованиям, предъявляемым к КДУ со стороны КА, можно отнести тягу двигателя и суммарный импульс тяги (произведение тяги на суммарное время работы двигателя). Первый параметр определяет оперативность выполнения маневров, совершаемых с помощью двигательной установки, а второй – энергетические возможности двигательной установки (ДУ) по выполнению функциональных задач.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В качестве конкурирующих типов КДУ для МКА достаточно рассмотреть системы, применяемые на современных КА, реализация которых не представляет принципиальных за-

труднений: КДУ на основе двухкомпонентного жидкостного двигателя; КДУ на основе однокомпонентного жидкостного гидразинового двигателя; КДУ на основе стационарного плазменного двигателя (СПД), работающего на ксеноне.

При выборе необходимого типа КДУ для МКА в качестве критерия целесообразно использовать минимальную массу ДУ при ограничении на суммарный импульс тяги.

Также необходимо отметить, что современные МКА характеризуются слабо развитой энергетикой, так как на них не удастся разместить солнечные батареи большой мощности. В связи с этим важной особенностью МКА является жесткое ограничение энергопотребления бортовой аппаратуры в целом и КДУ в частности. МКА массой около 450 кг как правило оснащаются солнечной батареей (СБ) площадью 5–7 м², электрическая мощность которой в начале срока активного существования не превышает 1500 Вт. Деграция СБ за пять лет функционирования составляет в среднем до 25%. Однако с уменьшением массы МКА размеры и мощность СБ резко уменьшаются, что связано с системной миниатюризацией КА. Для КА массой 100 кг площадь батареи будет ~1,5 м², а ее мощность в начале САС составит всего около 150 Вт. Примером может служить МКА наблюдения «Канопус-В». Следовательно, при создании МКА необходимо учитывать ограничения по энергопотреблению бортовой аппаратурой в целом и КДУ в частности. Кроме того, большинство МКА оснащаются неориентируемыми СБ, что снижает эффективность фотоэлектрических преобразователей. Поэтому в качестве двигательных установок на МКА должны применяться установки с небольшой ценой тяги – порядка 40 Вт/г, при этом суммарное потребление КДУ должно составить не более 200–250 Вт [2, 4].

Корректирующие двигательные установки с двухкомпонентным жидкостным двигателем. Двухкомпонентные маршевые ЖРДУ нашли широкое применение для КА различного назначения: видовой разведки, связи, радио- и радиотехническая разведки, дистанционного зондирования Земли и др. Основным достоинством ЖРДУ являются высокие значения тяговооруженности, которые они способны обеспечить КА, а следовательно, и высокая оперативность маневрирования. Однако незначительная экономичность данного типа ДУ по сравнению с электроракетными двигателями, которая количественно оценивается величиной удельного импульса, не позволяет обеспечить высокие маневренные возможности и большой срок активного существования КА. Нужно подчеркнуть, что в классе химических двигателей двухкомпонентные ЖРДУ обладают самым высоким удельным импульсом. На настоящем этапе развития космических систем сложилась ситуация, когда возможности по совершенствованию ЖРДУ практически полностью исчерпаны и ограничены незначительным улучшением энергомассовых характеристик. Для ЖРДУ предельные значения удельного импульса составляют $5 \cdot 10^3$ м/с.

Двухкомпонентные ДУ, применяемые на КА, обычно работают на традиционных компонентах топлива – азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине. Выбор данных компонентов ракетного топлива определялся в первую очередь их физико-техническими характеристиками. Двухкомпонентные ДУ применяются в основном на больших КА для точной ориентации, стабилизации и коррекции орбиты, проведения маневров по стыковке и расстыковке с другими аппаратами, отличаются стабильностью характеристик, быстродействием, многоразовостью включений, длительностью включений от сотых долей секунды до сотен и тысяч секунд.

Корректирующие двигательные установки с гидразиновым двигателем. Одно из достоинств гидразиновых ракетных двигателей – это прозрачный факел, обеспечивающий надежную работу бортовых астрофизических приборов.

КДУ на основе термokatалитического двигателя (ТКД) характеризуются очень низкой ценой тяги, составляющей 1–0,5 Вт/г [2, 4]. Однако главным же недостатком является сравнительно низкий удельный импульс, равный 2200–2400 м/с, что приводит к наличию запасов топлива на борту КА и, как следствие, увеличению габаритов и массы. Принцип действия ТКД основан на термическом разложении рабочего тела в присутствии катализатора. В каче-

стве рабочего тела используется гидразин – наиболее высокоэнергетическое топливо среди известных однокомпонентных эндотермических видов топлива. В двигателе рабочее тело под воздействием катализатора разлагается на аммиак и азот. Часть аммиака, в свою очередь, разлагается на азот и водород. В результате реакции разложения гидразина выделяется тепло, подогревающее продукты разложения до 900°C . Наряду с энергетическими достоинствами гидразин обладает и существенными недостатками. Во-первых, данное рабочее тело является токсичным и ядовитым, а также весьма нестабильным веществом, что вызывает необходимость особых условий при работе с гидразином на этапе наземной эксплуатации (при заправке и проверке ДУ). Во-вторых, гидразин имеет относительно высокую температуру замерзания $+1,7^{\circ}\text{C}$, поэтому в гидразиновых ДУ должно быть обеспечено термостатирование блоков и трубопроводов установки.

Гидразиновые ДУ имеют богатую летную историю и хорошо зарекомендовали себя на отечественных и зарубежных КА, в том числе на КА «Глонасс-М», «Экспресс-АМ» и «SESAT». Применение их на МКА затруднено большим запасом рабочего тела, габаритами блока хранения и подачи рабочего тела. Однако возможность достичь низкого (до 30 Вт) потребления КДУ заставляет мириться с этими недостатками. Примером применения гидразиновой КДУ может служить МКА «Можаец».

Корректирующие двигательные установки со стационарным плазменным двигателем. Электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) на основе СПД в настоящее время используются для коррекции орбиты КА [2, 4]. Высокий удельный импульс, достигающий 15000–16000 м/с (при напряжении разряда 300 В) обуславливает топливную экономичность таких ДУ. В целом области применения ЭРДУ очевидны: это задачи, требующие выработки значительного суммарного импульса, порядка десятков и сотен тонна-секунд ($\sim 10^6$ Н·с). В этой области ЭРДУ находятся вне конкуренции, так как по расходу рабочего тела они намного экономичнее ДУ на химическом топливе. Однако при этом высоким оказывается и потребление электрической мощности, необходимой для работы СПД, что обуславливает высокую цену тяги (до 200 Вт/г).

Использование в качестве рабочего тела инертного газа (ксенона), делает такую КДУ экологически чистой, а работу с ней безопасной. Кроме того, для такого рабочего тела используется простая и надежная система хранения и подачи.

В настоящее время ведущие российские предприятия занимаются созданием КА различного назначения с ЭРДУ малой и средней мощности. Как правило, применяются ЭРДУ на основе ЭРД СПД-50, СПД-70, СПД-100 разработки ОКБ «Факел».

В РКК «Энергия» разработаны и проходят успешную летную эксплуатацию КА «Ямал-100», «Ямал-200» с ДУ на базе восьми СПД-70 мощностью 660 Вт, тягой 40 мН, удельным импульсом 1450 с. На базе данных ЭРД в ГКНПЦ им М.В. Хруничева разработаны КА «Kazsat-1» и «Kazsat-2».

В научно-производственном предприятии ВНИИЭМ создан МКА «Конопус-В» с ДУ на базе двух ЭРД СПД-50 с удельным импульсом 1250 с. Там же разработан КА «АРКОН-2М» с двумя двигателями СПД-100В с тягой 83 мН, мощностью 1350 Вт и удельным импульсом 1600 с.

В ОАО «ИСС имени академика М.Ф. Решетнёва» создаются КА на базе спутниковой платформы семейства «Экспресс-1000» (малые и средние КА), а также геостационарные КА серии «Луч» на базе космической платформы «Экспресс-2000», которые оснащаются двигателями СПД-100 [2, 4].

Необходимо отметить, что на данном этапе развития космической техники КДУ на основе ксеноновых СПД прочно заняли нишу электроракетных двигательных установок (ЭРДУ), применяемых для коррекции орбиты тяжелых КА (в первую очередь геостационарных связанных объектов) с большими сроками активного существования и развитой энергетикой в силу высокой степени отработанности и надежности, а также хороших массогабаритных показателей. Следует также отметить, что КА развиваются как в сторону увеличения, так и в сто-

рону уменьшения их массы. Для СПД представляют интерес МКА с массой от 50 до 600 кг. Если принять, что КА может выделить для работы ЭРДУ мощность ~ 1 Вт/кг, то для такой ЭРДУ необходимы двигатели с мощностью в диапазоне 50–500 Вт. Для диапазона мощностей 200–500 Вт подходит уже существующий летный вариант двигателя СПД-50.

Использование в составе КА системы электроснабжения на основе солнечных (арсенид галлия) и аккумуляторных (литий-ионных) батарей расширяет область рационального использования ЭРДУ на основе СПД.

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

При выборе необходимого типа КДУ для МКА в качестве критерия целесообразно использовать минимальную массу ДУ при ограничении на суммарный импульс тяги.

КДУ МКА в первую очередь должна компенсировать силу аэродинамического сопротивления. Тяга КДУ должна в несколько раз превышать силу аэродинамического сопротивления, которую можно оценить по следующей формуле:

$$P = F_{\text{сопр}} = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1)$$

где C_x – коэффициент лобового сопротивления;
 ρ – плотность атмосферы на высоте полета КА [3];
 V – скорость КА;
 S – площадь миделя.

Скорость КА на круговой орбите определяется выражением

$$v_0 = \sqrt{\frac{k}{R_3 + H}}, \quad (2)$$

где k – гравитационный параметр Земли, $k = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$;
 R_3 – радиус Земли;
 H – высота орбиты КА.

Масса КДУ в основном определяется потребной величиной суммарного импульса тяги, под которым понимается произведение тяги на суммарное время работы ДУ. С другой стороны, для компенсации аэродинамического сопротивления суммарный импульс тяги должен быть равен суммарному импульсу силы аэродинамического сопротивления за всё время функционирования КА:

$$I_{\Sigma} = Pt_{\text{КДУ}_{\Sigma}}. \quad (3)$$

Далее необходимо произвести декомпозицию КДУ на следующие основные элементы:

- рабочее тело ракетного двигателя;
- энергетическая установка (ЭУ);
- система преобразования и управления (СПУ) электрической мощностью;
- система хранения и подачи рабочего тела (СХП);
- ракетный двигатель (РД);
- комплекс обеспечивающих систем (КОС);
- конструкция КДУ.

С учетом вышеуказанного разбиения ДУ на составные элементы выражение для массы КДУ можно представить следующим образом [1]:

$$M_{\text{КДУ}} = M_{\text{РТ}} + M_{\text{ЭУ}} + M_{\text{СПУ}} + M_{\text{СХП}} + M_{\text{дв}} + M_{\text{КОС}} + M_{\text{К}}, \quad (4)$$

где $M_{\text{РТ}}$ – масса топлива КДУ;
 $M_{\text{ЭУ}}$ – масса энергоустановки (для ЭРДУ);
 $M_{\text{СПУ}}$ – масса СПУ (для ЭРДУ);
 $M_{\text{СХП}}$ – масса СХП;
 $M_{\text{дв}}$ – масса ракетного двигателя;
 $M_{\text{КОС}}$ – масса КОС КДУ;
 $M_{\text{К}}$ – масса элементов конструкции КДУ.

Выражение для массы рабочего тела, необходимой для выполнения требуемых маневров, имеет вид

$$M_{\text{РТ}} = \frac{I_{\Sigma}}{I_{\text{уд}}}, \quad (5)$$

где $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс КДУ.

Система хранения и подачи рабочего тела включает в себя баки для рабочего тела, трубопроводы, устройства для подачи рабочего тела из баков к ракетным двигателям. Масса системы хранения и подачи в основном определяется массой рабочего тела:

$$M_{\text{СХП}} = \kappa_{\text{схп}} M_{\text{РТ}}, \quad (6)$$

где $\kappa_{\text{схп}}$ – относительная масса СХП.

Энергоустановка служит для генерирования электрической энергии, необходимой для работы ЭРДУ:

$$M_{\text{ЭУ}} = \gamma_{\text{ЭУ}} N_{\text{эл}} \nu_{\text{КДУ}}, \quad (7)$$

где $\gamma_{\text{ЭУ}}$ – удельная масса энергетической установки (для энергетической установки на основе солнечных батарей, $\gamma_{\text{ЭУ}} = 5 \cdot 10^{-3} - 15 \cdot 10^{-3}$ кг/Вт);

$\nu_{\text{КДУ}}$ – коэффициент, учитывающий периодический характер работы двигательной установки, $\nu_{\text{КДУ}} = \frac{F_{\text{сопр}}}{P}$.

СПУ предназначена для преобразования параметров электрической энергии, вырабатываемой ЭУ. Выражение для массы СПУ имеет вид

$$M_{\text{СПУ}} = \gamma_{\text{спу}} N_{\text{эл}} \eta_{\text{спу}}, \quad (8)$$

где $\gamma_{\text{спу}}$ – удельная масса СПУ, $\gamma_{\text{спу}} = 2 \cdot 10^{-3} - 4 \cdot 10^{-3}$ кг/Вт.

Комплекс обеспечивающих систем содержит элементы автоматики, систему обеспечения теплового режима КДУ, систему стабилизации КА на активных участках полета. Масса комплекса обеспечивающих систем определяется массой КДУ:

$$M_{\text{КОС}} = \kappa_{\text{кос}} M_{\text{КДУ}}, \quad (9)$$

где $\kappa_{\text{кос}}$ – относительная масса КОС КДУ.

Под конструкцией КДУ понимают элементы, объединяющие перечисленные выше агрегаты и системы в единое целое и обеспечивающие передачу тяги от ДУ к КА.

Масса элементов конструкции ЖРДУ пропорциональна сумме масс элементов ЖРДУ:

$$M_{\text{К_ЖРДУ}} = \kappa_{\text{к_жрду}} (M_{\text{РТ}} + M_{\text{СХП}} + M_{\text{дв}} + M_{\text{КОС}}), \quad (10)$$

где $\kappa_{\text{к_жрду}}$ – относительная масса элементов конструкции ЖРДУ.

Выражение для массы элементов конструкции ЭРДУ имеет вид

$$M_{\text{К_ЭРДУ}} = \kappa_{\text{к_эрд}} (M_{\text{дв}} + M_{\text{ЭУ}} + M_{\text{СПУ}} + M_{\text{РТ}} + M_{\text{СХП}} + M_{\text{КОС}}), \quad (11)$$

где $\kappa_{\text{к_эрд}}$ – относительная масса элементов конструкции ЭРДУ.

Массу ракетного двигателя целесообразно выбрать из каталога продукции отечественных производителей ФГУП ОКБ «Факел», ФГУП «Центр Келдыша» и КБХМ им. А.М. Исаева. Подставив выражения (5), (6), (9), (10) в выражение (4), после преобразований получаем расчетную формулу для массы ЖРДУ:

$$M_{\text{ЖРДУ}} = \frac{\frac{I_{\Sigma}}{I_{\text{уд}}} (1 + k_{\text{СХП}} + k_{\text{К}} + k_{\text{К}} k_{\text{СХП}}) + M_{\text{дв}} (1 + k_{\text{К}})}{1 - k_{\text{КОС}} - k_{\text{К}} k_{\text{КОС}}}. \quad (12)$$

Подставив выражения (5)–(9) и (11) в выражение (4), после преобразований получаем расчетную формулу для массы ЭРДУ:

$$M_{\text{ЭРДУ}} = \frac{\frac{I_{\Sigma}}{I_{\text{уд}}} (1 + k_{\text{СХП}} + k_{\text{К}} + k_{\text{К}} k_{\text{СХП}}) + M_{\text{дв}} (1 + k_{\text{К}})}{1 - k_{\text{КОС}} - k_{\text{К}} k_{\text{КОС}}} + \frac{N_{\text{эл}} \nu_{\text{ДУ}} [\gamma_{\text{спу}} \eta_{\text{спу}} + \gamma_{\text{ЭУ}} + k_{\text{К}} \gamma_{\text{ЭУ}} + k_{\text{К}} \gamma_{\text{спу}} \eta_{\text{спу}}]}{1 - k_{\text{КОС}} - k_{\text{К}} k_{\text{КОС}}}. \quad (13)$$

На рис. 1 с помощью представленной методики получена зависимость массы КДУ от потребного запаса суммарного импульса тяги ДУ для компенсации потерь скорости в результате действия аэродинамического сопротивления для различных классов МКА.

Для примера рассматривались следующие типы ДУ: КДУ на основе двухкомпонентного жидкостного двигателя; КДУ на основе однокомпонентного жидкостного гидразинового двигателя; КДУ на основе стационарного плазменного двигателя СПД 25 и СПД-50. Выбор СПД ограничивается энергопотреблением. В качестве энергетической установки для электропитания СПД рассматривалась солнечная батарея на основе арсенид-галлиевых фотоэлектрических преобразователей.

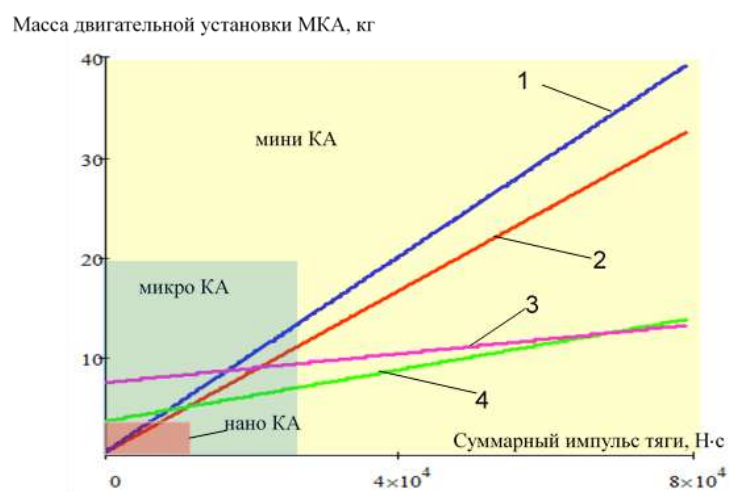


Рис. 1. Зависимость массы двигательной установки от суммарного импульса тяги:

1 – однокомпонентная ЖРДУ (гидразин); 2 – двухкомпонентная ЖРДУ (АТ+НДМГ); 3 – ЭРДУ с ПлаС-34 (ксенон); 4 – ЭРДУ с КМ-37 (ксенон)

Удельные массовые и энергетические характеристики элементов КДУ приведены в табл. 1. Данные значения принимались с учетом современного состояния двигательных и энергетических установок.

Таблица 1

Удельные массовые и энергетические характеристики элементов КДУ [4, 5, 6]

Характеристики элементов КДУ	Значение
Удельная масса СПД-25 $\gamma_{дв}$, кг/Вт	$3 \cdot 10^{-3}$
Удельная масса СПД-50 $\gamma_{дв}$, кг/Вт	$2,3 \cdot 10^{-3}$
Относительная масса системы хранения и подачи ЭРДУ $\kappa_{схп}$	0,04
Относительная масса комплекса обеспечивающих систем ЭРДУ $\kappa_{кос}$	0,08
Удельная масса СПУ, кг/Вт	$4 \cdot 10^{-3}$
Относительная масса элементов конструкции ЭРДУ κ_k	0,025
Удельная масса энергоустановки $\gamma_{эу}$, кг/Вт	0,012
Тяговая удельная масса двухкомпонентного ЖРД $\gamma_{двт}$, кг/Н	$2 \cdot 10^{-3}$
Относительная масса системы хранения и подачи двухкомпонентной ЖРДУ $\kappa_{схп}$	0,08
Относительная масса комплекса обеспечивающих систем двухкомпонентной ЖРДУ $\kappa_{кос}$	0,025
Относительная масса элементов конструкции двухкомпонентной ЖРДУ κ_k	0,025
Тяговая удельная масса однокомпонентного ЖРД $\gamma_{двт}$, кг/Н	$3 \cdot 10^{-3}$
Относительная масса системы хранения и подачи однокомпонентной ЖРДУ $\kappa_{схп}$	0,04
Относительная масса комплекса обеспечивающих систем однокомпонентной ЖРДУ $\kappa_{кос}$	0,02
Относительная масса элементов конструкции однокомпонентной ЖРДУ κ_k	0,015

В качестве энергетической установки для электропитания ЭРД рассматривалась СБ на основе арсенид-галлиевых фотоэлектрических преобразователей. Характеристики современных двигательных установок показывают, что в классе мини-КА выгодно использовать экономичные ЭРД. Однако здесь необходимо понимать, что выполнение маневров с использованием ЭРД требует больших временных затрат, что необходимо учитывать при формировании циклограмм функционирования КА. В классе микро-КА существуют области как для ЖРД, так и для ЭРД. Для аппаратов массой менее 10 кг целесообразно применять КДУ на основе однокомпонентного ЖРД. Стоит отметить, что в настоящее время активно ведутся работы по созданию однокомпонентных ЖРД на основе так называемого *зеленого топлива*, которые в перспективе должны заменить токсичные гидразиновые двигатели. ОКБ «ФАКЕЛ» планирует разработать линейку ЖРД в этих целях. *Зеленые топлива* по сравнению с гидразином имеют следующие преимущества:

- на 10 % больше удельный импульс тяги;
- в 1,4 раза больше плотность рабочего тела;
- замерзают при температурах ниже -50°C ;
- относятся к третьему классу опасности, что упрощает хранение, транспортировку и работу с ним;
- имеют высокую температуру разложения (свыше 1800°C).

Основной проблемой на текущий момент является отсутствие конструкционного материала, способного выдержать такую высокую температуру совместно с интенсивной реакцией окисления.

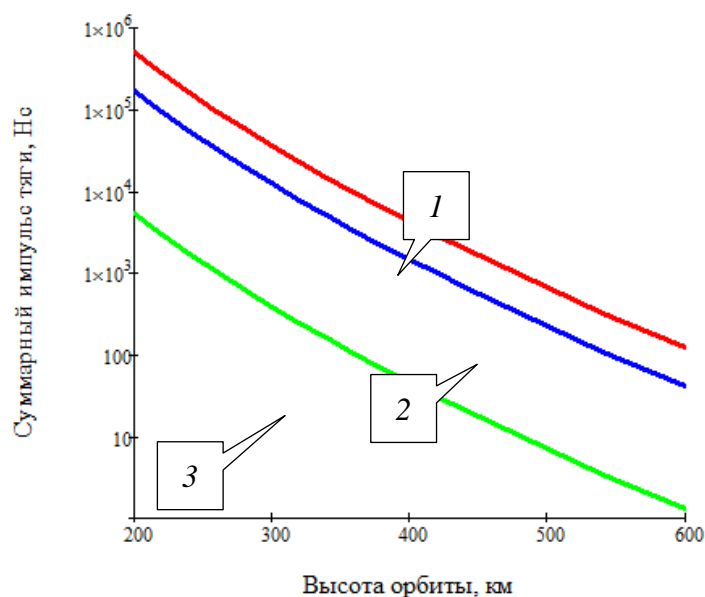


Рис. 2. Затраты суммарного импульса тяги на компенсацию аэродинамического сопротивления в течение года:
1 – мини-КА ($S_m=1,12 \text{ м}^2$); 2 – микро-КА ($S_m=0,385 \text{ м}^2$);
3 – нано-КА ($S_m=0,012 \text{ м}^2$)

Для оценки затрат на поддержание орбиты КА на рис. 2 показаны зависимости суммарного импульса тяги КДУ, расходуемого на компенсацию аэродинамического сопротивления в течение одного года для различных КА, функционирующих на низких круговых орбитах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей публикации получены следующие основные результаты:

- выполнен анализ применения существующих отечественных одно- и двухкомпонентных ЖРДУ и ЭРДУ для компенсации потерь скорости в результате действия аэродинамического сопротивления для различных классов МКА;
- сформулирована математическая постановка задачи обоснования типа КДУ и ее параметров для МКА. Основными параметрами необходимо считать суммарную массу КДУ, ее тягу, удельный импульс и потребляемую электрическую мощность;
- выполнен расчет зависимости суммарного импульса тяги КДУ, расходуемого на компенсацию аэродинамического сопротивления в течение одного года для различных КА, функционирующих на низких круговых орбитах.

Предлагаемый подход позволяет выбрать тип КДУ на этапе проектирования МКА.

Список используемых источников

1. Ермолаев В.И., Чилин Ю.Н., Наркевич Н.Н. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов / под ред. А.П. Ковалева. – СПб.: Типография ФГУП ЦКБ «Рубин», 2003. – 558 с.

2. *Ходненко В.П., Хромов А.В.* Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // Вопросы электромеханики: труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП НПП ВНИИЭМ, 2009. – С. 27–32.

3. *Ермошкин Ю.М.* Области рационального применения электрореактивных двигательных установок на космических аппаратах прикладного назначения // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнёва. – 2011. – Вып. 35. – С. 109–113.

4. *Гусев Ю.Г., Пильников А.В.* Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Труды МАИ. – 2012. – Вып. № 60. – URL: <http://trudymai.ru> (дата обращения: 05.02.2018).

5. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги от 0,5 до 250 кгс. – URL: <http://www.kbhmisaeva.ru> (дата обращения: 05.02.2018).

6. Стационарные плазменные двигатели. – URL: <http://www.fakel-russia.com> (дата обращения: 05.02.2018).

А.В. Малюгин,
кандидат военных наук;
В.А. Пирухин

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА ПОЛИГОНА

В публикации предлагается методика обоснования рациональной структуры измерительного комплекса полигона, позволяющая повысить эффективность его применения. Описываются методы и алгоритмы формирования рациональной структуры измерительного комплекса полигона.

Ключевые слова: рациональная структура, измерительный комплекс, средства измерений.

Создание современных образцов вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ), непрерывно связано с процессом их испытаний. Для обеспечения испытаний на полигонах Министерства обороны Российской Федерации (МО РФ) создана экспериментально-испытательная база (ЭИБ) [1].

Основной частью данной ЭИБ является измерительный комплекс (ИК), позволяющий проводить оценивание качества функционирования объектов испытаний (ОИ).

Измерительный комплекс предназначен для получения оценок параметров движения ОИ и решения двух основных задач:

- 1) регистрации измерительной информации о поведении ОИ на заданном участке траектории;
- 2) восстановления по собранным измерениям траекторий полета ОИ с оценкой необходимых параметров.

Эффективность применения ИК зависит от его структуры. Основными проблемами обоснования рациональной структуры ИК является его несовершенство, устаревающая ЭИБ проведения испытаний перспективных образцов вооружения, низкий технический уровень средств измерений (СИ), обеспечивающих испытания. Вышеперечисленные обстоятельства не позволяют применять ИК с требуемой эффективностью [2]. В связи с этим актуальным является развитие научно-методического аппарата обоснования рационального варианта ИК, который предлагается использовать органами военного управления.

Методика обоснования рациональной структуры ИК (рис. 1) состоит из трех этапов.

На первом этапе определяются требования и условия, необходимые для проведения испытаний перспективных образцов вооружения.

Измерительный комплекс должен обеспечивать работу СИ в соответствии с предъявляемыми к ним требованиями по испытанию образцов вооружения. Для этого выбирается район проведения испытаний: $R_{\text{Зад}i} = [R_{\text{Зад}1}, R_{\text{Зад}2}, \dots, R_{\text{Зад}i}]$; на основе документации опытно-конструкторской работы определяются условия проведения испытаний: $K = f(l, d)$, $l \leq l_{\text{max}}$, $d \leq d_{\text{max}}$ (максимальная дальность d_{Vmax} и максимальная высота h_{Vmax}); устанавливаются требования безопасности проведения испытаний: $Z_B = \{Z_{\text{PM}}; Z_{\text{PA}}; Z_{\text{П}}\}$ (определяются поля падения ракет-мишеней и элементов ракет); проводится изучение физико-географических характеристик заданного района (общая площадь $S_{\text{Зад}i}^{\text{P}}$, рельеф местности $r_{\text{Зад}i}^{\text{P}}$, климат $K_{\text{Зад}i}^{\text{P}}$, растительность $Y_{\text{Зад}i}^{\text{P}}$, гидрография местности $G_{\text{Зад}i}^{\text{P}}$, оптическая, или атмосферная видимость MOR_i) [3, 4].

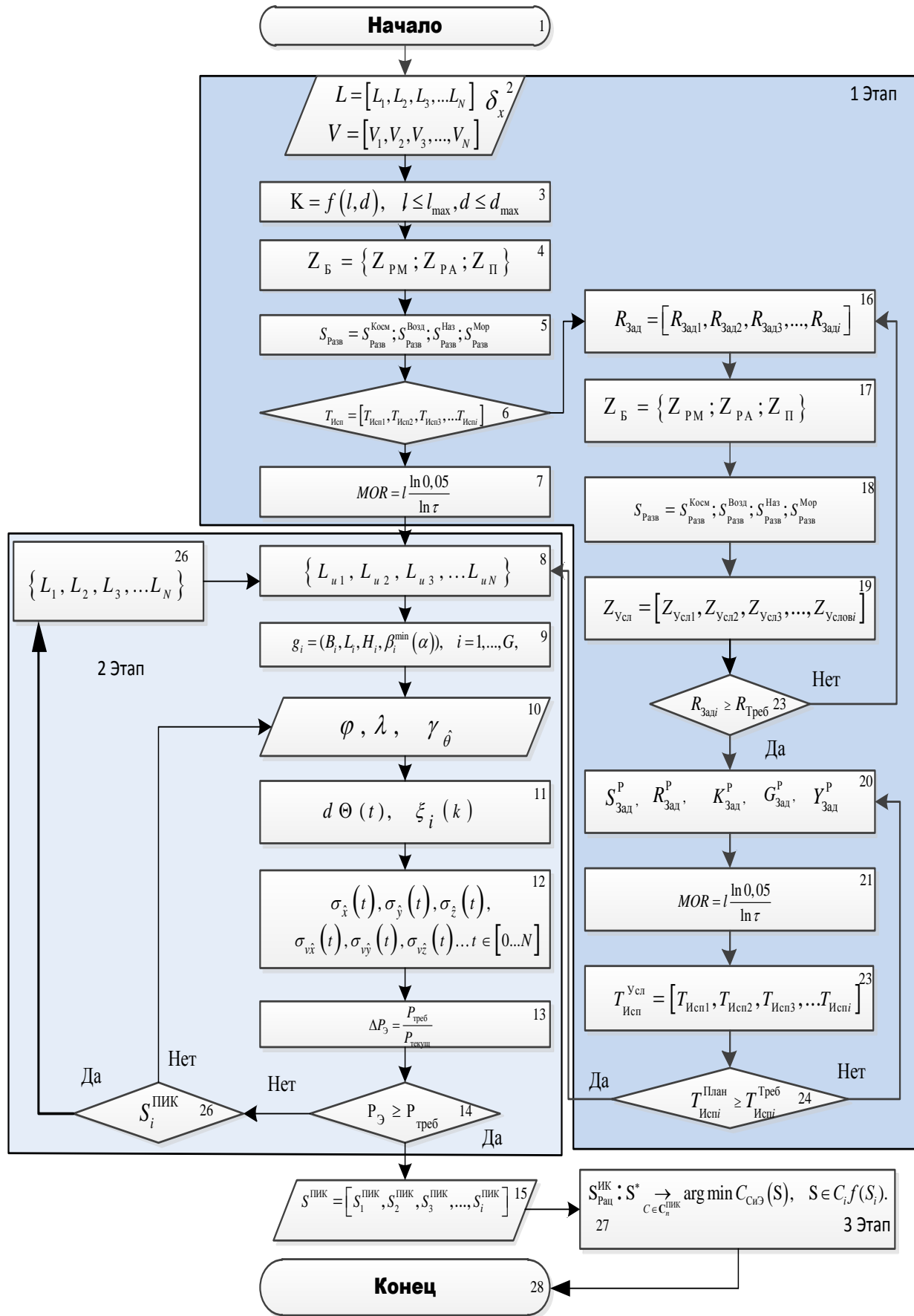


Рис. 1. Алгоритм обоснования структуры ИК полигона

Оценивается деятельность иностранных государств (организаций) по добыванию разведывательной информации с помощью технических средств разведки. После проведения оценки основных факторов, влияющих на проведение испытаний, и параметров средств обеспечения испытаний определяются возможности ИК по обеспечению испытаний (определяется состав требуемых СИ и средств обеспечения СО измерений для проведения испытаний).

Второй этап включает в себя модель процесса методики оценивания влияния структуры ИК на эффективность его применения.

Исходными данными для моделирования являются ОИ $(V_1, V_2, V_3, \dots, V_N)$, номенклатура СИ ИК $(L_{u1}, L_{u2}, L_{u3}, \dots, L_{uN})$, номенклатура СО измерений $(Q_1, Q_2, Q_3, \dots, Q_N)$ и их точностные характеристики $\varphi, \lambda, \gamma_{\hat{\theta}}$, геодезические координаты $g_i = (B_i, L_i, H_i, \beta_i^{\min}(\alpha))$, $i = 1, \dots, G$, размещения СИ и СО на пунктах, границы области оценивания параметров ОИ $X_B, X_H; Y_B, Y_H; Z_B, Z_H$, виды систематических погрешностей измерений $\delta_{r_1}, \delta_{r_2}, \delta_{r_3}, \dots, \delta_{r_L}$ в ходе проведения испытаний.

Далее проводится описание модели движения ОИ, которая учитывает как влияние внешней среды, так и влияние воздействующих импульсов на ОИ, что и позволяет описать модели движения баллистических и аэродинамических ОИ [5]:

$$d\Theta(t) = A(t) \cdot \Theta(t) + B(t) \cdot dW, \quad (1)$$

где $\Theta(t)$ – расширенный вектор состояния динамической системы, в состав которой входит вектор оцениваемых параметров движения испытываемого образца ВВСТ $\theta(t)$, вектор управления и другие компоненты;

$A(t), B(t)$ – матрицы соответствующей размерности;

$W(t)$ – векторный винеровский случайный процесс, соответствующий размерности.

Чтобы оценить функционирование подсистемы обработки измерительной информации, необходимо описать ее математическую модель [6]:

$$\frac{d\Omega}{dt} = f(\Omega, \xi, t); \quad \hat{\Theta} = g(\Omega, t), \quad (2)$$

где f – P -мерная векторная функция векторов Ω, ξ и времени t ;

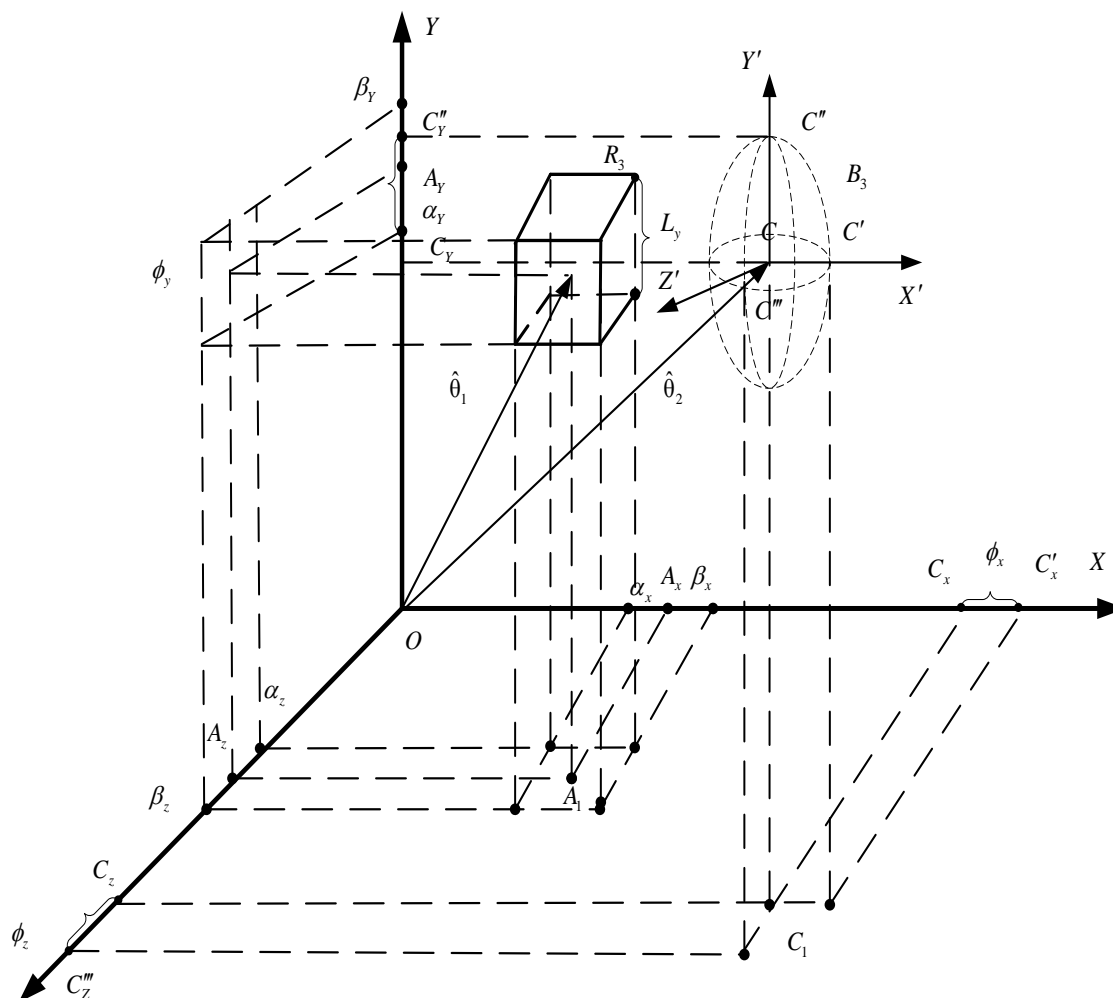
g – M -мерная векторная функция вектора Ω и времени t ;

$\hat{\Theta}$ – оценка N -мерного векторного выходного сигнала.

Далее проводится оценка показателя эффективности функционирования подсистемы статистической обработки измерительной информации. Для этого определяется совокупность величин, которые будут служить количественными характеристиками функционирования подсистемы статистической обработки, и устанавливаются соотношения между этими величинами. Полученные результаты моделирования оценивания ОИ представляют собой среднеквадратические отклонения от заданных параметров движения [2]:

$$(\sigma_{\hat{x}}(t), \sigma_{\hat{y}}(t), \sigma_{\hat{z}}(t), \sigma_{\hat{v}_x}(t), \sigma_{\hat{v}_y}(t), \sigma_{\hat{v}_z}(t)). \quad (3)$$

Для формирования ИК используется интервальный показатель точности, который дает единую обобщенную оценку точности ИК, он определяет значения вероятности P нахождения вектора параметров движения в заданной области.



требований к ИК в трехмерном пространстве

$$P\{\hat{\boldsymbol{\theta}} \in R_N\} = \prod_{i=1}^N \left[\left(\Phi\left(\frac{\beta_i - M_{\hat{x}_i}}{\sigma_{\hat{x}_i}}\right) - \Phi\left(\frac{\alpha_i - M_{\hat{x}_i}}{\sigma_{\hat{x}_i}}\right) \right), \dots, \left(\Phi\left(\frac{\beta_i - M_{\hat{v}_{zi}}}{\sigma_{\hat{v}_{zi}}}\right) - \Phi\left(\frac{\alpha_i - M_{\hat{v}_{zi}}}{\sigma_{\hat{v}_{zi}}}\right) \right) \right].$$

$$P\{\hat{\boldsymbol{\theta}} \in D\} \leq P_0. \quad (4)$$

В случае, если полученный показатель точности P не соответствует требуемому $P_{\text{Тр}}$, тогда программа, в соответствии с [8], проводит расчет возможных вариантов размещения СИ и СО из состава ИК с целью оптимизации расположения СИ и СО.

Если рассчитаны все варианты размещения СИ для обеспечения испытаний и показатель точности не удовлетворяет требуемому $P_{\text{Тр}}$, то проводится расширение перечня СИ и СО (L_i, Q_i) .

Если полученный показатель точности P соответствует требуемому $P_{\text{Тр}}$, то формируется рациональная структура ИК $S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}}$.

На третьем этапе рассчитываются показатели стоимостных затрат на создание полученной рациональной структуры ИК [10] с помощью выражения

$$C_{\text{СИЭ}}(S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}}) = \left(C_{\text{ССС}}(S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}}) + \sum_{l=1-n}^M C_{\text{Экспл}}(S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}}) + C_{\text{У}}(S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}}) + C_{\text{Х}}(S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}}) \right) \cdot K_m \cdot K_{mX}, \quad (5)$$

где $C_{\text{ССС}}$, $C_{\text{Экспл}}$, $C_{\text{У}}$, $C_{\text{Х}}$, – сметная стоимость строительства, эксплуатации, утилизации и хранения средств ИК;

$l=1-n$ – период эксплуатации объекта, год;

K_m – поправочный территориальный коэффициент к стоимости строительства;

K_{mX} – поправочный коэффициент, учитывающий ставку налога на добавленную стоимость.

Результатом выбора наиболее предпочтительного рационального варианта структуры ИК будет

$$S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}} : S^* \xrightarrow{C \in C_{\text{ИК}}} \arg \min C_{\text{СИЭ}}(S), \quad S \in C_i f(S_i). \quad (6)$$

Рациональная структура ИК $S_{\text{Рац}}^{\text{ИК}}$ рассчитывается с использованием критерия минимума затрат на строительство и эксплуатацию ИК.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В публикации представлен вариант поэтапного использования методов и алгоритмов формирования рациональной структуры ИК ЭИБ МО РФ, обеспечивающей повышение эффективности его функционирования, а также обеспечения измерениями испытаний различных типов образцов ВВСТ с заданными требованиями.

Рассмотренная методика обоснования рациональной структуры ИК ЭИБ МО РФ позволяет выбрать оптимальный район размещения ИК; определить необходимые СИ для обеспечения испытаний; вычислить показатели точности ИК, определяющие его возможности; рассчитать показатели стоимостных затрат на создание ИК, а также эффективно распределить необходимые ресурсы для организации и проведения испытаний.

Список используемых источников

1. Буренок В.М., Найдёнов В.Г., Орлов П.Р. Некоторые направления реформирования испытательного комплекса МО РФ // Военная мысль. – 2004. – № 9.

2. *Буренок В.М., Найдёнов В.Г., Поляков В.И.* Математические методы и модели в теории информационно-измерительных систем / РАРАН; редкол. серии: В.В. Панов (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 2001. – 336 с.
3. Производство и первичная обработка метеорологических и актинометрических наблюдений: учеб.-метод. руководство / Н.А. Беляева, Н.Г. Кузеева, Э.П. Наумов и др. – Казань: Изд-во Казанского государственного университета, 2008. – 29 с.
4. *Тымкул В.М.* Методы энергетического расчета оптико-электронных приборов и систем. – Новосибирск: Сибирская государственная геодезическая академия, 2005. – 215 с.
5. *Стрейц В.* Метод пространства состояний в теории дискретных линейных систем управления. – М.: Наука, 1985. – 296 с.
6. *Пугачёв В.С., Синицин И.Н.* Теория стохастических систем. – М.: Логос, 2004. – 496 с.
7. Методы интервального анализа / С.А. Калмыков, Ю.И. Шокин, З.Х. Юлдашев и др. – Новосибирск: Наука, 1986. – 224 с.
8. *Крупский К.А. Успенский К.К.* Методический подход к определению систематических составляющих погрешностей оценок параметров движения объекта наблюдения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 657 – С. 53–59.
9. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей. – М.: Наука, 1964. – 576 с.
10. *Буренок В.М., Ларионов Г.А.* Оценка стоимостных показателей высокотехнологичной продукции. – М.: Граница, 2012. – 423 с.

И.А. Уртминцев,
кандидат техн. наук

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ РЕСУРСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО КРИТЕРИЯ

Разработана методика оценивания ресурса камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с наружным проточным охлаждением, основанная на определении величины энтропии, образующейся при необратимых пластических деформациях внутренней стенки камеры сгорания ЖРД с использованием вариационных принципов метода локального потенциала неравновесной термодинамики и энергетических соотношений физики твердого тела. На основе анализа термодинамических функций состояния пластически деформируемого твердого тела сформулирована задача определения параметров повреждаемости материала стенки камеры сгорания ЖРД в вариационной форме.

Ключевые слова: камера сгорания, уравнение баланса, вариационный функционал, экстремаль, пластическая деформация, термодинамические потоки и силы, энтропия.

Камера сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с наружным проточным охлаждением функционирует в сложных условиях эксплуатации при давлении, достигающем 200 атмосфер, и температуре внутренней стенки камеры около 1000 К. В такой камере конструктивно предусмотрено наружное проточное охлаждение, организованное в тракте между внутренней и наружной стенками камеры.

Режимы включения и выключения ЖРД приводят к появлению цикла «растяжения-сжатия» для внутренней стенки камеры сгорания. Многократное включение двигателя приводит к накоплению повреждений внутренней стенки камеры сгорания ЖРД, что соответствует статическому и малоцикловому усталостному нагружению и ограничивает ресурс камеры сгорания.

В настоящей работе оценивается предельное состояние материала стенки камеры сгорания ЖРД на основе определения термодинамических функций состояния пластически деформируемого твердого тела.

Рассмотрим вопрос оценивания предельного состояния металла с учетом определения величины энтропии, образующейся при необратимых пластических деформациях конструктивных элементов с использованием вариационных принципов метода локального потенциала неравновесной термодинамики и энергетических соотношений физики твердого тела.

Рассмотрим тело, занимающее объем V , ограниченный поверхностью $G = G_F + G_V$.

На части поверхности тела G_F задано усилие F_n , составляющие которого по осям x_i ($i = 1, 2, 3$) обозначим через X_{n_i} . На некоторой части поверхности тела G_V задана скорость v_0 , ее составляющие обозначим через v_{0_i} . На тело действуют объемные силы с компонентами F_j ($j = 1, 2, 3$).

Пусть σ_{ij} – некоторое поле напряжений, удовлетворяющее дифференциальным уравнениям равновесия внутри тела; ρ – плотность вещества, тогда

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i} + \rho \cdot F_j = 0, \quad (1)$$

на границе G_F поле напряжений уравнивает заданные нагрузки X_{n_i} согласно формулам Коши:

$$\sigma_{ij} \cdot n_j = X_{n_i} \text{ на } G_F, \quad (2)$$

где n_j – направляющие косинусы нормали n .

Зададим некоторое непрерывное поле скорости v_i на G_V :

$$v_i = v_{0_i} \text{ на } G_V. \quad (3)$$

Этому полю скоростей отвечают компоненты скоростей деформации:

$$\xi_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) = \frac{1}{2} \cdot \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) = \frac{\partial \varepsilon_{ij}}{\partial t}, \quad (4)$$

где u_i, u_j – перемещения;

ε_{ij} – деформации тела.

Введенные поля напряжений σ_{ij} и скоростей v_i произвольны и могут быть не связаны между собой. Тело находится при температуре T .

Кроме того, имеют место известные соотношения:

$$\pi_{ij} = \sigma_{ij} - \delta_{ij} p_0, \quad (5)$$

$$\xi_{ij} = \xi_{ij}^e + \xi_{ij}^p, \quad (6)$$

где π_{ij} – девиатор напряжений;

p_0 – шаровый тензор напряжений, $p_0 = \frac{1}{3} \sigma_{ii} = \frac{1}{3} \delta_{ij} \sigma_{ij}$;

ξ_{ij}^e, ξ_{ij}^p – скорости упругой и пластической деформации;

δ_{ij} – символ Кронекера.

Будем считать, что тело обладает упругопластическими свойствами. Уравнение баланса внутренней энергии имеет вид [1]

$$\rho \cdot \frac{dU}{dt} = -\text{div} q_i + \sigma_{ij} \xi_{ij}, \quad (7)$$

где q_i – тепловой поток, $q_i = -\text{grad} T$;

λ – коэффициент теплопроводности.

Уравнение баланса энтропии задается формулой [1]

$$\rho \cdot T \frac{dS}{dt} = -\text{div} q_i + \tau_{ij} \xi_{ij}^p, \quad (8)$$

где τ_{ij} – тензор напряжений.

Для описания состояния тела рассмотрим функционал

$$F_1 = \int_0^T \int_0^V \left(\frac{1}{T} \frac{dU}{dt} - \frac{dS}{dt} \right) dv dt, \quad (9)$$

где S – энтропия, $S = S(x, T)$.

Можно показать, что экстремалью функционала (9) является уравнение Гиббса [2]:

$$\frac{dS}{dt} = \frac{1}{T} \frac{dU}{dt} \text{ или } \frac{dS}{dU} = \frac{1}{T}. \quad (10)$$

Если энтропия удовлетворяет уравнению (10), то локальная скорость возникновения энтропии σ всегда будет иметь следующую квадратичную структуру [2]:

$$\sigma = \sum J_i \cdot X_i, \quad (11)$$

где J_i – обобщенные потоки;

X_i – обобщенные силы.

Обобщенные потоки и силы в равенстве (11) связаны друг с другом линейно:

$$J_i = -\sum L_{ij} \cdot X_j, \quad (12)$$

где L_{ij} – кинетические коэффициенты.

Применительно к процессу теплопроводности выражения (11) и (12) имеют следующий вид:

$$J_1 = q_1; \quad X_1 = \text{grad} \frac{1}{T}; \quad q_1 = L_1 X_1 = -\lambda \text{grad} T.$$

Для построения вариационного функционала, альтернативного представленному выражением (9), воспользуемся методами локального потенциала неравновесной термодинамики [3]. Кроме того, следуя [4], введем различие между термодинамическими параметрами, входящими в термодинамические потоки и силы. Применительно к процессу теплопроводности будем различать температуру, входящую в поток тепла $J_1(T^*)$, и температуру, определяющую термодинамическую силу $X_1(T)$. При этом при малых вариациях вблизи стационарного состояния T^* считается постоянной и только после завершения процесса варьирования налагается дополнительное условие $T^*=T$.

С учетом сказанного полученному ранее уравнению (9) будет соответствовать функционал

$$F_2 = \int_0^T \int_0^V \left(\frac{1}{T} \frac{dU^*}{dt} - \frac{T^*}{T} \frac{dS^*}{dt} \right) dv dt, \quad (13)$$

экстремалью которого

$$dF_2 = \int_0^T \int_0^V \left(\frac{1}{T} \frac{dU^*}{dt} - \frac{T^*}{T} \frac{dS^*}{dt} \right) d\left(\frac{1}{T}\right) dv dt$$

является уравнение Гиббса:

$$\frac{dS}{dt} = \frac{1}{T} \frac{dU}{dt}.$$

Отличие функционалов (9) и (13) заключается в том, что функционал (13) не обладает экстремальными свойствами и линеен относительно варьируемой величины.

Рассмотрим уравнение баланса свободной энергии Гельмгольца $F(x, T)$ [1]:

$$\frac{dF}{dt} = \frac{dU}{dt} - T \frac{dS}{dt} - S \frac{dT}{dt}. \quad (14)$$

Запишем его в виде

$$\frac{dF}{dt} + S \frac{dT}{dt} = \frac{dU}{dt} - T \frac{dS}{dt}, \quad (15)$$

преобразуя левую часть выражения (15), получим функционал

$$F_3 = \int_0^T \int_0^V \left(\frac{1}{T} \frac{dF^*}{dt} + \frac{S^*}{T} \frac{dT^*}{dt} \right) dv dt, \quad (16)$$

варьируя выражение (16) по обратной температуре, получим уравнение

$$-\frac{dF}{dt} = S \frac{dT}{dt} \quad \text{или} \quad S = -\frac{dF}{dT}. \quad (17)$$

Заметим, что правая и левая части уравнения (15) эквивалентны в смысле того, что соответствующие им функционалы позволяют получить фундаментальные соотношения (10) и (17), справедливые для обратимых и необратимых процессов. Полагая, что для функции $F(x, T)$ справедливо всё сказанное выше относительно разделения термодинамических параметров, рассмотрим функционал

$$F_4 = \int_0^T \int_0^V \left(\frac{1}{T} \frac{dF^*}{dt} + \frac{T^*}{T} \frac{dS^*}{dt} \right) dv dt, \quad (18)$$

который достигает стационарного значения на решении уравнения

$$\frac{dF}{dt} + T \frac{dS}{dt} = 0, \quad (19)$$

что соответствует случаю изотермического процесса при $T = \text{const}$, когда уравнение (7) приобретает следующий вид:

$$\text{div} q_i = \sigma_{ij} \xi_{ij}.$$

Запишем уравнение (8) с учетом (19) и (6) в виде

$$\rho \frac{dF}{dt} = \sigma_{ij} (\xi_{ij}^e + \xi_{ij}^p) - \tau_{ij} \xi_{ij}^p.$$

Дифференцируя левую часть полученного выражения по независимым переменным, получаем известные соотношения для упругого и пластического деформирования:

$$\sigma_{ij} = \rho \frac{dF}{d\varepsilon_{ij}^e}, \text{ при } d\varepsilon_{ij}^p = 0, \quad (20)$$

$$\tau_{ij} = \sigma_{ij} - \rho \frac{dF}{d\varepsilon_{ij}^p}, \text{ при } d\varepsilon_{ij}^p \neq 0. \quad (21)$$

Уравнения (20) и (21) означают, что в случае малых деформаций, заданных выражением (4), напряжения в теле имеют потенциал, т. е. представимы в виде производных от функции $F(x, T)$ по соответствующим деформациям. Величина работы упрочнения материала при пластическом деформировании равна изменению свободной энергии:

$$dF = \frac{1}{\rho} (\sigma_{ij} - \tau_{ij}) d\varepsilon_{ij}. \quad (22)$$

Эта работа ответственна за изменение скрытой потенциальной внутренней энергии, связанной с накоплением внутренних дефектов и повреждений различного вида [5].

Рассмотрим функционал

$$F_5 = \int_0^T \int_0^V \left(\frac{1}{T} \frac{dU^*}{dt} - \frac{S^*}{T} \cdot \frac{dT^*}{dt} - \frac{T^*}{T} \cdot \frac{dS^*}{dt} \right) dv dt,$$

имеющий экстремаль

$$\frac{dF}{dt} = \frac{dU}{dt} - S \frac{dT}{dt} - T \frac{dS}{dt} = 0. \quad (23)$$

Покажем, что для него справедливы все полученные ранее соотношения.

Подставим в уравнение экстремали (23) для функционала F_5 выражение для изменения внутренней энергии (7) и энтропии из уравнения баланса (8):

$$-\text{div} q_i + \sigma_{ij} \xi_{ij} - \rho S \frac{dT}{dt} + \text{div} q_i - \tau_{ij} \xi_{ij}^p = 0.$$

Учитывая (6), (17) и (23) при выполнении условий $\frac{dT}{dt} \neq 0$ и $\frac{dF}{dt} = 0$, имеем

$$\sigma_{ij} \xi_{ij} - \tau_{ij} \xi_{ij}^p = \rho \frac{dF}{dt}. \quad (24)$$

Соотношение (24) выполняется в случае пластического деформирования при $d\varepsilon_{ij}^p \neq 0$ и $d\varepsilon_{ij}^e = 0$ при условии $\rho \cdot \frac{dF}{d\varepsilon^p} = \sigma_{ij} - \tau_{ij} = 0$, когда тело деформируется как идеально пластическое.

При упругом деформировании $d\varepsilon_{ij}^p = 0$ и из выражения (24) следует соотношение (20).

Для рассмотрения наиболее общего случая, соответствующего уравнению баланса свободной энергии в виде уравнения (14), проанализируем функционал

$$F_2 = \int_0^T \int_0^V \left(\frac{1}{T} \frac{dU^*}{dt} - \frac{T^*}{T} \frac{dS^*}{dt} \right) dv dt. \quad (25)$$

Уравнение экстремали $\frac{dU}{dt} - T \frac{dS}{dt} = 0$ преобразуем к следующему виду:

$$\frac{dU}{dt} - T \frac{dS}{dt} - S \frac{dT}{dt} + S \frac{dF}{dt} = 0.$$

Тогда с учетом (17) имеем уравнение баланса (15) в виде

$$\frac{dU}{dt} - T \frac{dS}{dt} - S \frac{dT}{dt} = \frac{dF}{dt}. \quad (26)$$

Таким образом, наиболее общими случаями, соответствующими уравнению баланса свободной энергии (16), являются функционалы F_2 и F_5 .

С учетом принятых ограничений на вид функций $U(x, T)$, $F(x, T)$, $S(x, T)$ уравнение (7) будет иметь вид

$$\rho \frac{dU^*}{dt} = -\text{div} q_i^* + \sigma_{ij} \xi_{ij}. \quad (27)$$

В этом случае уравнение баланса энтропии (8) запишется следующим образом:

$$\rho \frac{dS^*}{dt} = -\frac{1}{T} \text{div} q_i^* + \frac{1}{T} \tau_{ij} \xi_{ij}^p = -\text{div} \left(\frac{q_i}{T} \right)^* + q_i^* \text{drad} \left(\frac{q_i}{T} \right) + \frac{1}{T} \tau_{ij} \xi_{ij}^p. \quad (28)$$

Здесь первое слагаемое характеризует изменение энтропии за счет теплообмена с внешней средой, второе и третье определяют скорости возникновения энтропии за счет переноса теплоты и преобразования в теплоту части пластической работы деформации. Первое слагаемое является внешней составляющей энтропии, второе и третье – внутренней [1]. В общем случае обе составляющие независимы. Заметим, что работа пластической деформации, входящая в третье слагаемое в правой части уравнения, связана с процессами динамического возврата, сопровождающимися высвобождением скрытой энергии и тепловым эффектом пластической деформации [4, 5].

Таким образом, энтропия является аддитивной функцией, изменение которой обусловлено различными факторами – переносом теплоты и пластическим деформированием твердого тела.

Докажем следующую теорему.

Теорема. Если на границах G рассматриваемой физической области V выполняются граничные условия (1)–(4) и $\delta T|_G = 0$, то экстремалью функционала

$$F_7(T, T^*, S) = \int_0^T \int_0^V \left[q_i^* \text{grad} \frac{1}{T} + \frac{\tau_{ij}^* \xi_{ij}}{T} - \frac{1}{T} \rho \frac{dU^*}{dt} \right] dv dt,$$

выражающего разность между изменением энтропии и ее производством в объеме тела, является решение уравнения нестационарной теплопроводности.

Доказательство. Для доказательства теоремы достаточно варьировать функционал F_7 по обратной температуре

$$\delta F_7(T, T^*, S) = \int_0^T \int_0^V \left[q_i^* \delta \left(\text{grad} \frac{1}{T} \right) + \delta \left(\frac{1}{T} \right) \tau_{ij}^* \xi_{ij} - \delta \left(\frac{1}{T} \right) \rho \frac{dU^*}{dt} \right] dv dt.$$

Интегрируя первое слагаемое по частям с учетом условия, обращающего в ноль интеграл по поверхности, ограничивающий данный объем, получим

$$\delta F_7(T, T^*, S) = \int_0^T \int_0^V \left[\text{div} q_i + \tau_{ij} \xi_{ij} - \rho \frac{dU}{dt} \right] \delta \left(\frac{1}{T} \right) dv dt.$$

Очевидно, что вариация функционала обращается в ноль при любой вариации $(1/T)$ в том и только в том случае, если выполняется уравнение теплопроводности

$$\rho \frac{dU}{dt} = -\operatorname{div} q_i + \tau_{ij} \xi_{ij}^p, \quad (29)$$

в котором второе слагаемое соответствует тепловыделению, обусловленному пластическим деформированием тела. Теорема доказана.

При решении уравнения теплопроводности функционал F_7 принимает значение, равное суммарной величине энтропии, полученной термодинамической системой из внешней среды при теплообмене и при пластическом деформировании.

Экстремальное свойство функционала позволяет положить его в основу вариационного принципа и применять при решении задач теплопроводности и определения предельного состояния твердого тела с помощью прямых методов вариационного исчисления. Этот принцип может иметь формулировку, приведенную ниже.

Следствие из теоремы. Функционал, выражающий разность между изменением энтропии и ее производством в рассматриваемом объеме, стационарен по температуре, характеризующей термодинамическую силу (энтропийной температуре), а его экстремаль является решением дифференциального уравнения теплопроводности (вариационный принцип).

Полученный вариационный принцип применим для определения напряженно-деформированного состояния тела, соответствующего его предельному состоянию.

Работу, затраченную на пластическое деформирование элемента объема твердого тела можно разделить на две части [5, 6]. Первая часть связана с изменением в деформируемых объемах материала скрытой (потенциальной) энергии различного рода потенциальных дефектов и повреждений, накапливающихся в объеме тела. Эта энергия является однозначной характеристикой микроструктурных изменений, которые протекают при пластической деформации. Величина этой работы, как было показано, определяется уравнением

$$dF = \frac{1}{\rho} (\sigma_{ij} - \tau_{ij}) d\varepsilon_{ij},$$

где $\tau_{ij} d\varepsilon_{ij}$ – вторая часть приращения работы пластической деформации, связанная с процессами динамического возврата, сопровождающимися высвобождением скрытой энергии и тепловым эффектом пластической деформации. Эта энергия связана с движением и уничтожением различного рода элементарных дефектов различных знаков.

При заданных начальных условиях с учетом полученных результатов задача определения предельного состояния твердого тела сводится к определению в общем случае экстремума функционала, соответствующего изменению скрытой потенциальной энергии пластического деформирования и физически выражающего требование экстремума величины образования энтропии твердого тела:

$$F_8 = \int_0^T \int_0^V \frac{T^*}{T^2} (\sigma_{ij} - \tau_{ij}) \xi_{ij}^p dv dt. \quad (30)$$

Определение экстремали функционала (30) производится совместно с решением уравнения теплопроводности (29).

Разработанная методика применяется для определения предельных параметров состояния в процессе пластического деформирования материалов конструктивных элементов энерго-двигательных систем космических летательных аппаратов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. На основе анализа термодинамических функций состояния пластически деформируемого твердого тела сформулирована задача определения его параметров повреждаемости в вариационной форме.

2. Условия пластической деформации в металле при высокой температуре соответствуют основным постулатам неравновесной термодинамики и позволяют применять метод локального потенциала для описания процесса.

3. Доказана теорема о стационарности производства энтропии и на ее основе сформулирован вариационный принцип для моделирования достижения предельного состояния пластически деформируемого твердого тела.

4. Разработан показатель повреждаемости твердого тела в виде образующейся при его пластическом деформировании энтропии накопления скрытых дефектов различной физической природы.

5. Вклад повреждений различного вида в развитие дефекта может быть учтен в пределах единого термодинамического подхода с учетом особенностей, присущих каждому виду повреждений.

6. Введенные вариационные интегралы, описывающие состояния твердого тела, в качестве уравнений Эйлера-Лагранжа содержат фундаментальные уравнения баланса.

7. Разработана методика оценивания предельного состояния металла при пластическом деформировании на основе определения величины энтропии, образующейся в процессе преобразования части механической работы в теплоту.

Список используемых источников

1. *Седов Л.И.* Механика сплошной среды. – М.: Высшая школа, 1970. – Т.1. – 492 с.
2. *Гроот С., Мазур П.* Неравновесная термодинамика. – М.: Высшая школа, 1964. – 456 с.
3. *Пригожин И.И.* Введение в термодинамику необратимых процессов. – М.: Наука, 1966. – 160 с.
4. *Шехтер Р.* Вариационный метод в инженерных расчетах. – М.: Наука, 1971. – 291 с.
5. Проблемы прочности. – 1997. – № 2. – С. 33–39.
6. *Большанина М.А.* Упрочнение и отдых как основные явления пластической деформации // Известия АН СССР. Сер. Физика. – 1950. – Вып. 14, № 2. – С. 33–39.

Ю.А. Кузьмичёв,
кандидат техн. наук, доцент;
А.А. Сасункевич,
кандидат техн. наук;
И.В. Фоминов,
доктор техн. наук

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫСОТЫ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА НА ВРЕМЕННЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ЗАТРАТЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

Представлены аналитические зависимости необходимых затрат времени на пассивный облет орбитальных объектов, расположенных на геостационарной орбите, и затрат характеристической скорости на осуществление маневра с орбиты дрейфа на геостационарную орбиту. Предложен способ фазирования космического робота на геостационарной орбите и приведены численные расчеты необходимых высот орбит дрейфа и затрат характеристической скорости.

Ключевые слова: космический робот, геостационарная орбита, орбита дрейфа, обслуживание орбитальных объектов, временные и энергетические затраты.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время на геостационарной орбите (ГСО) решают задачи порядка 1000 космических аппаратов (КА) различного назначения (рис. 1), принадлежащих почти 40 странам мира.

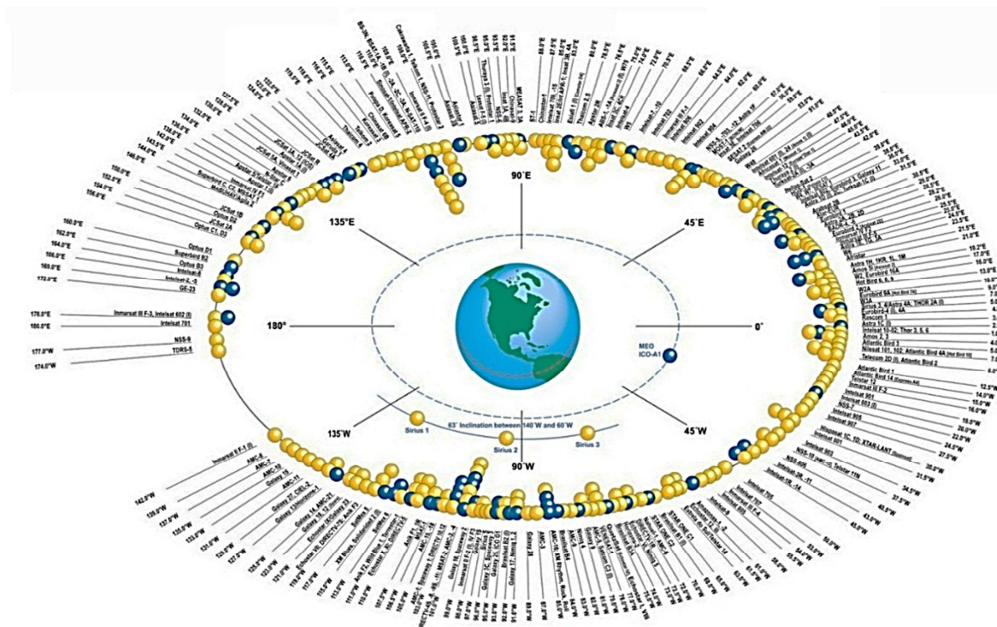


Рис. 1. Космические аппараты на геостационарной орбите

Вывод КА на геостационарную орбиту сопровождается большими временными, энергетическими и экономическими затратами, что накладывает на них жесткие требования по надежности и длительности функционирования. Одним из перспективных способов обеспечить заданный срок активного существования космических аппаратов на ГСО, а при необхо-

димости и продлить его, является своевременное их техническое обслуживание (контроль, техническая диагностика и ремонт). Для реализации этой идеи на ГСО должна быть выведена группа космических роботов (КР), выполняющих функции дистанционного наблюдения за орбитальными объектами, сближения с ними и сервисного обслуживания.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для оценки энергетических и временных затрат КР на проведение маневров рассмотрим задачу перелета с круговой орбиты, находящейся в окрестности геостационарной орбиты, к заданному космическому аппарату, которому требуется проведение работ по увеличению срока активного существования, для чего необходимо получить зависимости времени перелета, маневра и дрейфа КР для различных орбит. Также необходимо оценить зависимость суммарных затрат характеристической скорости от требуемого времени перелета.

Один из вариантов диагностики технического состояния КА, находящихся на ГСО, может быть осуществлен при пролете КР по круговой орбите, которая находится «выше» или «ниже» КА. Если КР расположить на более высокой орбите, то из-за разности периодов обращения КР будет «дрейфовать» над КА, расположенным на ГСО, постепенно «отставая» относительно пролетающих ниже орбитальных объектов (ОО). Под орбитальными объектами понимается совокупность работоспособных и неработоспособных космических аппаратов, находящихся на орбите. При расположении КР ниже геостационарной орбиты, обслуживаемые ОО будут отставать. В случае необходимости более детальной диагностики можно осуществить орбитальный маневр на сближение. Оптимальным с точки зрения расхода топлива считается гомановский переход. Схемы «спуска» и «подъема» КР к ОО приведены на рис. 2, а и рис. 2, б соответственно.

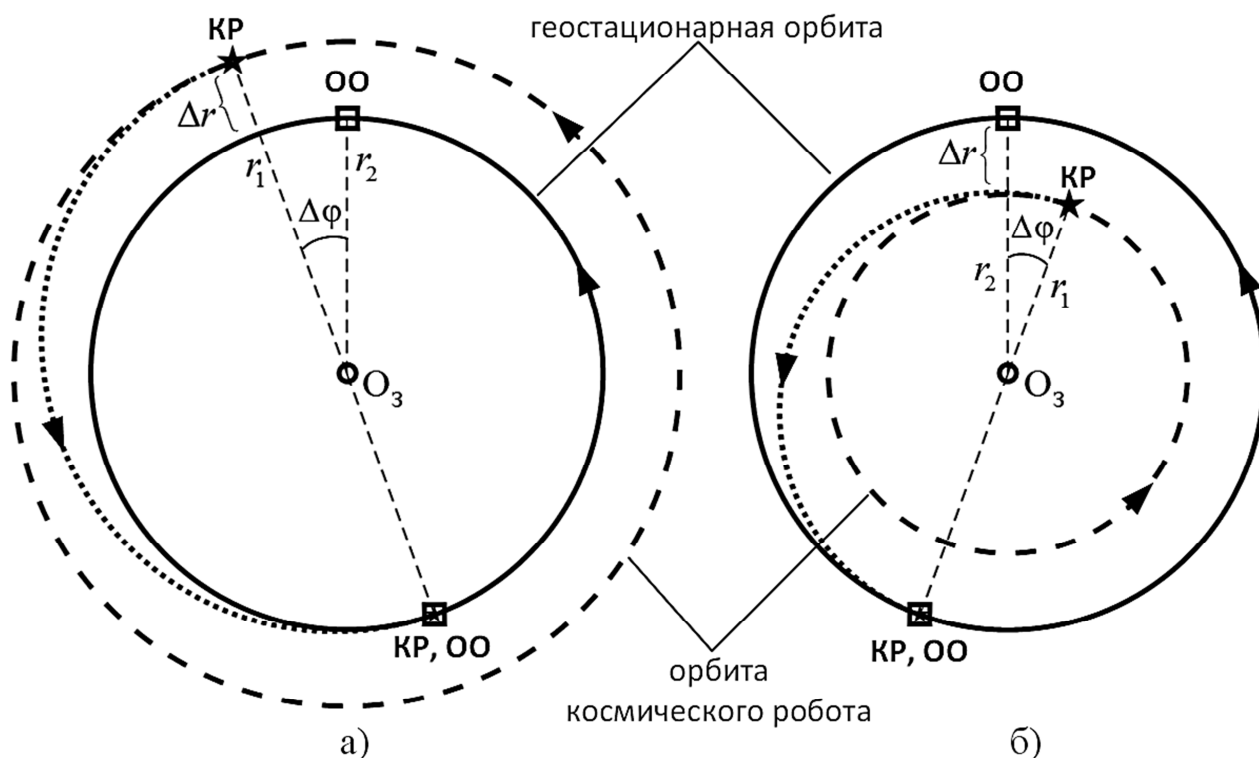


Рис. 2. Схемы дрейфующего облета и сближений КР и ОО:
а – КР находится «выше» ОО; б – КР находится «ниже» ОО

Время маневра для обоих случаев отличается от половины периода обращения ОО на геостационарной орбите, вследствие этого выдача первого корректирующего импульса должна произойти не в момент нахождения КР и ОО на одной линии, проходящей через центр масс Земли (т. е. когда КР находится «над» или «под» ОО), а при фазовом рассогласовании $\Delta\varphi$ друг относительно друга (см. рис. 2). И в том и другом случае начинать маневр на сближение необходимо еще до момента пролета «над» или «под» ОО. В этой связи возникает актуальная задача исследования влияния относительного расстояния Δr между орбитами КР и ОО на время облета орбитальных объектов, расположенных в заданном секторе $\varphi_{\text{обл}}$. Частично подобная задача рассмотрена в [2], но при этом не приведены численные результаты, которые актуальны для практики.

В качестве допущения примем, что КР находится на круговой орбите с радиусом r_1 , а ОО на геостационарной орбите с радиусом r_2 . Пусть КР находится «ниже» ОО, т. е. $r_1 < r_2$. Найдем периоды обращения КР и ОО по формулам:

$$T_1 = 2\pi\sqrt{\frac{r_1^3}{\mu}}, \quad T_2 = 2\pi\sqrt{\frac{r_2^3}{\mu}},$$

где $\mu = 398600,44 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$ [4].

Относительная угловая скорость КР и ОО будет определяться выражениями (скорость «дрейфа»):

$$\Delta\omega = \omega_1 - \omega_2; \quad \Delta\omega = \frac{2\pi}{T_1} - \frac{2\pi}{T_2}; \quad \Delta\omega = 2\pi \frac{T_2 - T_1}{T_1 \cdot T_2}.$$

Тогда фазовый угол смещения КР за сутки будет определяться формулой

$$\Delta\varphi_{\text{сут}} = \Delta\omega \cdot t_{\text{сут}},$$

а время, затрачиваемое на облет части орбиты $\varphi_{\text{обл}}$, определяется следующим выражением:

$$t_{\text{обл}} = \frac{\varphi_{\text{обл}}}{\Delta\omega}.$$

В соответствии с приведенными выражениями проведены расчеты (табл. 1), полученные для нескольких значений разности высот Δr орбит КР и ОО. Расчеты приведены для времени «дрейфующего» облета как всей геостационарной орбиты, так и ее части $\varphi_{\text{обл}} = 30^\circ$, что важно в случае диагностики группы ОО, находящихся в заданной зоне.

Из табл. 1 видно, что «дрейфующий» облет даже малой части ГСО занимает довольно много времени при расстоянии между орбитами до 300 км.

Таблица 1

Параметры «дрейфующего» облета ОО

Параметры	Δr , км							
	0,010	0,100	0,500	1	10	50	100	300
$\Delta\omega$, град/час	$5,3 \cdot 10^{-6}$	$5,3 \cdot 10^{-5}$	$2,6 \cdot 10^{-4}$	$5,3 \cdot 10^{-4}$	0,0053	0,0266	0,0531	0,1584
$\Delta\varphi_{\text{сут}}$, угл. мин.	0,008	0,077	0,384	0,767	7,672	38,367	76,757	230,54
Время облета всей орбиты, лет	7714	771,4	154,3	77,1	7,7	1,5	0,8	0,26
Время облета части ГСО $\varphi_{\text{обл}} = 30^\circ$	643 года	64,3 года	12,9 лет	6,4 года	234,7 дней	47,0 дней	23,5 дней	7,9 дней

Известно [1], что для реализации гомановского перехода с внутренней орбиты r_1 на внешнюю r_2 (ГСО) (см рис. 2, б)) [1, 5, 6] необходимо выдать первый импульс скорости величиной

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right),$$

позволяющий перевести КР на переходную орбиту, апогей которой находится на конечной круговой орбите, и второй импульс ΔV_2 :

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right),$$

необходимый для формирования заданной конечной орбиты.

Суммарные затраты характеристической скорости определяются суммой величин двух импульсов:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2.$$

Гомановский маневр на сближение необходимо начинать при определенном фазовом расстоянии $\Delta\phi$ между КР и ОО (см. рис. 2), чтобы к моменту выдачи второго импульса аппараты были в одной точке орбиты. Выразим $\Delta\phi$ как функцию разности высот орбит КР и ОО. Получим, что для случая, когда КР выше ОО ($r_1 = r_2 + \Delta r$) $\Delta\phi$ определяется выражением

$$\Delta\phi = \pi \cdot \left(\sqrt{\left(1 + \frac{\Delta r}{2r_2} \right)^3} - 1 \right),$$

а для случая, когда КР ниже ОО ($r_1 = r_2 - \Delta r$) –

$$\Delta\phi = \pi \cdot \left(1 - \sqrt{\left(1 - \frac{\Delta r}{2r_2} \right)^3} \right).$$

Применив теорему косинусов, определим относительное линейное расстояние ΔR между КР и ОО в момент начала сближения, которое может быть применено в качестве требований к средствам наблюдения для «осмотра» ОО перед принятием решения на совершение маневра сближения:

$$\Delta R = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 - 2r_1 r_2 \cos(\Delta\phi)}.$$

Во время дрейфующего облета ГСО нельзя сначала «пролететь над/под» ОО, осмотреть его на минимальном относительном расстоянии Δr и после совершить маневр на сближение. Решение о совершении маневра необходимо принимать заранее, до момента пролета «над/под» ОО за время Δt . Данное время можно назвать временем заблаговременного принятия решения на совершение маневра по сближению. Это время определяется через фазовое расстояние $\Delta\phi$ и относительную угловую скорость $\Delta\omega$ следующим выражением:

$$\Delta t = \frac{\Delta\phi}{\Delta\omega}.$$

Значения суммарных затрат характеристической скорости ΔV_{Σ} на сближение, необходимое угловое расстояние $\Delta\phi$, относительное линейное расстояние ΔR на момент времени начала маневра и время Δt приведены в табл. 2.

Для снижения временных затрат на приведение КР в окрестность обслуживаемого ОО используют способ фазирования орбиты.

Таблица 2

Параметры сближения КР и ОО

Параметры	Δr , км							
	0,010	0,100	0,500	1	10	50	100	300
Орбита КР выше ОО ($r_1 = r_2 + \Delta r$)								
ΔV_{Σ} , м/с	0,0004	0,0036	0,018	0,036	0,364	1,82	3,63	10,81
$\Delta \phi$ угл. мин.	0,002	0,019	0,096	0,192	1,918	9,59	19,18	57,6
ΔR , км	0,026	0,256	1,28	2,56	25,6	128,1	256,3	770,8
Δt	6 часов 0,007 с	6 часов 0,07 с	6 часов 0,352 с	6 часов 0,703 с	6 часов 7,032 с	6 часов 35,167 с	6 часов 70,35 с	6 часов 211,23 с
Орбита КР ниже ОО ($r_1 = r_2 - \Delta r$)								
ΔV_{Σ} , м/с	0,0004	0,0036	0,018	0,036	0,364	1,82	3,65	11,01
$\Delta \phi$ угл. мин.	0,002	0,019	0,096	0,192	1,918	9,59	19,17	57,5
ΔR , км	0,026	0,256	1,28	2,56	25,59	127,9	255,6	765,0
Δt	5 часов 59 минут 59,993 с	5 часов 59 минут 59,930 с	5 часов 59 минут 59,648 с	5 часов 59 минут 59,297 с	5 часов 59 минут 52,968 с	5 часов 59 минут 24,848 с	5 часов 58 минут 49,711 с	5 часов 56 минут 29,316 с

СПОСОБ ФАЗИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА
НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ ЗА ЗАДАННОЕ ВРЕМЯ

Рассмотрим задачу перелета КР из одной точки орбиты в другую точку этой же орбиты, т. е. фазирования на угол $\Delta \phi$ за заданное время $t_{\text{пер}}$ с минимальным расходом рабочего тела. Решение этой задачи осуществляется в несколько этапов: перелет на орбиту выше либо ниже основной, дрейфующий полет вдоль основной орбиты и возврат обратно на основную орбиту. Выбор дрейфующей орбиты «выше» или «ниже» зависит от необходимого направления перелета. Перелет с основной орбиты на орбиту дрейфа и обратно для экономии топлива целесообразно осуществлять по схеме гомановского маневра. В этом случае общее время перелета определяется выражением

$$t_{\text{пер}} = t_p + t_{\text{др}} + t_T,$$

где t_p – время «разгона», т. е. время на перелет с исходной орбиты на орбиту дрейфа;

$t_{\text{др}}$ – время «дрейфа», т. е. время свободного движения КР на орбите дрейфа;

t_T – время «торможения», т. е. время на перелет с орбиты дрейфа на исходную орбиту.

Для гомановского маневра время «разгона» и время «торможения» равны и назовем этот период временем маневра $t_m = t_p = t_T$, тогда время перелета

$$t_{\text{пер}} = 2 \cdot t_m + t_{\text{др}}. \quad (1)$$

При этом за время каждого из участков перелета будет происходить фазирование КР. Общее значение угла фазирования будет определяться выражением

$$\Delta \phi = 2\Delta \phi_m + \Delta \phi_{\text{др}}, \quad (2)$$

где $\Delta \phi_m$ – угол фазирования КР за время маневра по переходу на(с) орбиту(ы) дрейфа;

$\Delta \phi_{\text{др}}$ – угол фазирования КР во время свободного полета на орбите дрейфа.

Найдем зависимость времени перелета $t_{\text{пер}}$ от параметров исходной орбиты и орбиты дрейфа.

Примем, что исходная орбита является круговой с радиусом r_1 и орбита дрейфа тоже круговая, но с радиусом r_d . Пусть орбита дрейфа находится выше основной орбиты на расстоянии $\Delta r_d = r_d - r_1$.

Найдем время маневра t_m . Для гомановского маневра это время составляет половину периода эллиптической переходной орбиты. Большая полуось a переходной орбиты определяется следующим выражением:

$$a = r_1 + \frac{\Delta r_d}{2}.$$

Тогда через период эллиптической орбиты T_3 можно найти время маневра t_m :

$$t_m = \pi \sqrt{\frac{\left(r_1 + \frac{\Delta r_d}{2}\right)^3}{\mu}}.$$

При гомановском перелете за время маневра КР пролетает половину орбитального витка переходной эллиптической орбиты, равного π радианам. В случае продолжения орбитального движения КР на исходной орбите с периодом $T_1 = 2\pi \sqrt{\frac{r_1^3}{\mu}}$ за это же время пролетел бы угловое расстояние, вычисляемое с помощью выражений

$$\varphi_{r_1}^{t_m} = \frac{2\pi}{T_1} \cdot t_m; \varphi_{r_1}^{t_m} = \pi \sqrt{\left(1 + \frac{\Delta r_d}{2 \cdot r_1}\right)^3}.$$

Тогда за время маневра КР осуществляет фазирование на угол

$$\Delta \varphi_m = \varphi_{r_1}^{t_m} - \pi; \Delta \varphi_m = \pi \left(\sqrt{\left(1 + \frac{\Delta r_d}{2 \cdot r_1}\right)^3} - 1 \right).$$

Угловое фазирование во время движения по орбите дрейфа с периодом $T_d = 2\pi \sqrt{\frac{(r_1 + \Delta r_d)^3}{\mu}}$ определяется через относительную угловую скорость

$$\Delta \omega_{r_1}^{r_d} = 2\pi \frac{T_d - T_1}{T_d \cdot T_1}$$

и будет равно

$$\Delta \varphi_{\text{др}} = \Delta \omega_{r_1}^{r_d} \cdot t_{\text{др}}. \quad (3)$$

Подставим (3) в (2), выразим $t_{\text{др}}$ и подставим в (1). Тогда получим выражение для определения времени перелета:

$$t_{\text{пер}} = 2 \cdot t_m + \frac{\Delta \varphi - 2 \cdot \Delta \varphi_m}{\Delta \omega_{r_1}^{r_d}}. \quad (4)$$

Расчет необходимого времени перелета $t_{\text{пер}}$, а также времени маневра t_m и времени дрейфа $t_{\text{др}}$ для фазирования КР на угол $\Delta \varphi = 30^\circ$ при различных орбитах дрейфа показан на рис. 3. Исходной орбитой считалась ГСО. Для удобства график приведен в логарифмическом масштабе.

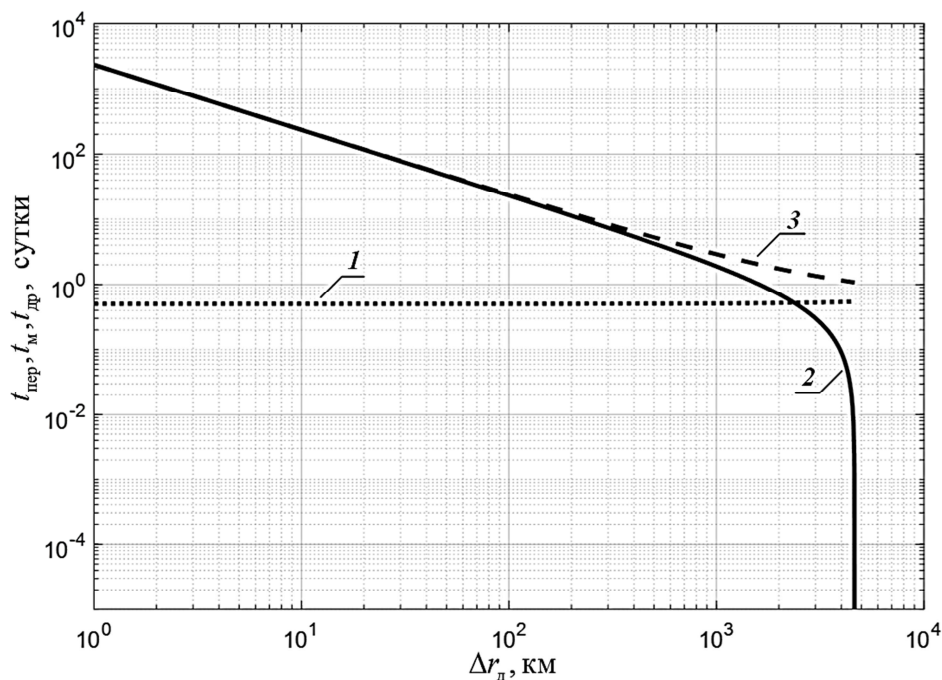


Рис. 3. Зависимость времен перелета, маневра и дрейфа для различных орбит дрейфа:
1 – время маневра t_m ; 2 – время дрейфа $t_{др}$; 3 – время перелета $t_{пер}$

Если необходимо осуществить фазирование КР и ОО за заданное время, то необходимо выбрать нужную орбиту дрейфа. На рис. 4 изображен график зависимости необходимой разности высот Δr_d , а на рис. 5 график суммарных затрат характеристической скорости, необходимых для обеспечения фазирования на угол $\Delta\varphi = 30^\circ$ за требуемое время перелета $t_{пер}$.

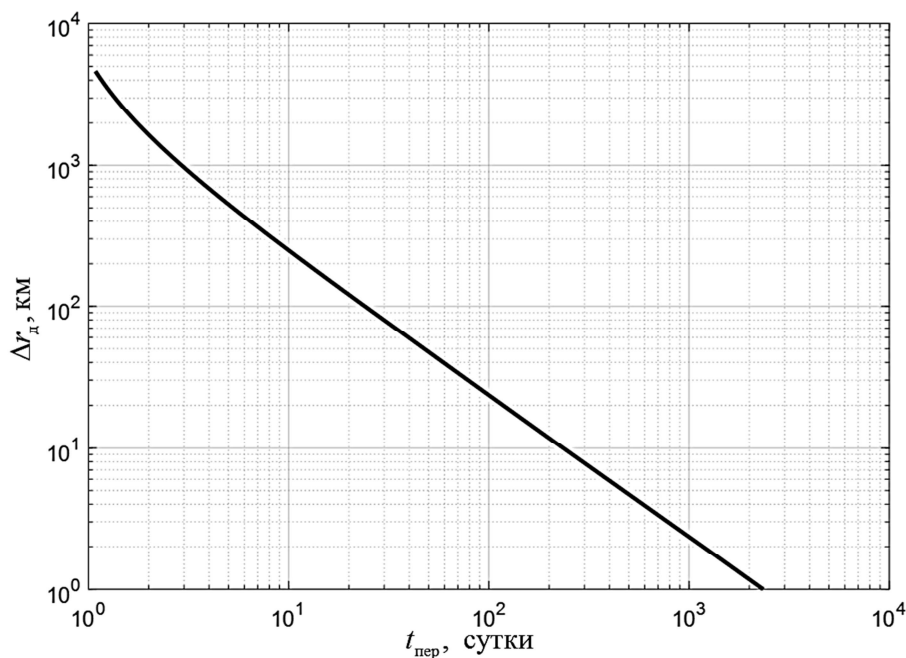


Рис. 4. Зависимость расстояния до необходимой орбиты дрейфа от времени перелета, которое нужно обеспечить

Из рисунков видно, что минимальное время перелета может быть обеспечено при отсутствии участка дрейфа. В этом случае время перелета будет определяться временами перелета

на орбиту дрейфа и обратно, и не может быть меньше одних суток. Таким образом, при оптимальном по быстродействию перелете весь процесс состоит из двух участков: маневра по переходу на орбиту дрейфа и сразу же возврат на исходную орбиту в новую точку исходной орбиты с заданным фазированием $\Delta\varphi$.

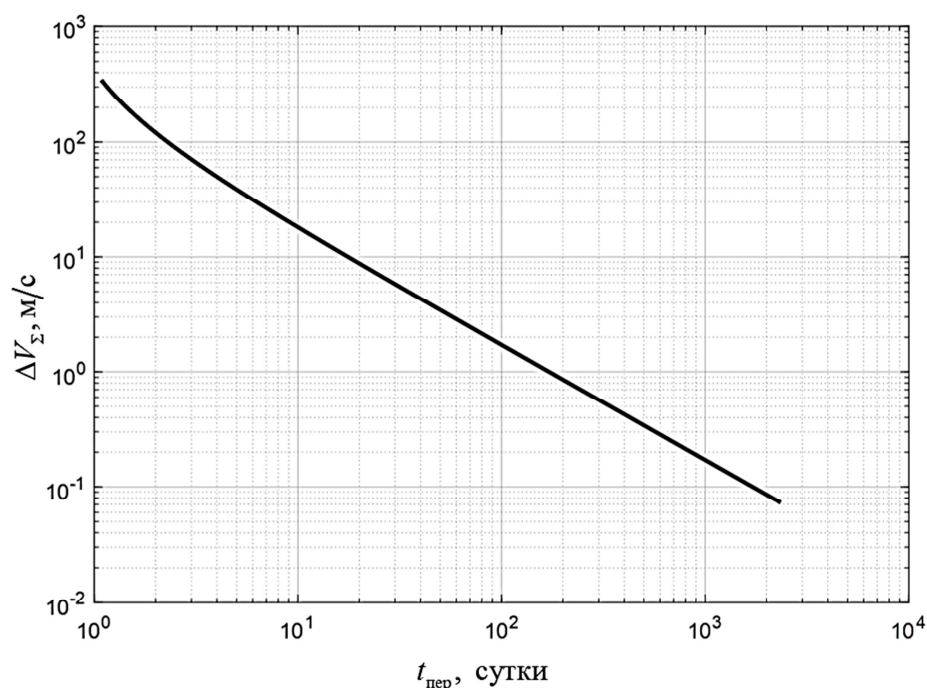


Рис. 5. Зависимость суммарных затрат характеристической скорости на фазирование КР от требуемого времени перелета

В табл. 3 приведены расчеты необходимой орбиты дрейфа и затрат характеристической скорости для осуществления перелета на углы $\Delta\varphi = 30^\circ$ (часть орбиты) и $\Delta\varphi = 180^\circ$ (максимальная угловая дальность перелета). Для каждого из маневров указано минимальное время перелета, а также затраты расхода рабочего тела для других времен перелета.

Таблица 3

Зависимость относительного расстояния до орбиты дрейфа и затраты характеристической скорости от необходимого времени перелета и фазового угла

$\Delta\varphi_{\text{м}} = 30^\circ$ (часть ГСО)			$\Delta\varphi_{\text{м}} = 180^\circ$ (половина ГСО)		
$t_{\text{пер}}, \text{дней}$	$\Delta r_{\text{д}}, \text{км}$	$\Delta V_{\Sigma}, \text{м/с}$	$t_{\text{пер}}, \text{дней}$	$\Delta r_{\text{д}}, \text{км}$	$\Delta V_{\Sigma}, \text{м/с}$
1,083	4630	346,2	1,5	26210	2231
2	1640	120,4	2	13320	1051
3	970	71,0	3	6810	516
4	680	49,7	4	4580	342,3
5	530	38,7	5	3450	256,1
10	250	18,2	10	1550	113,8
20	120	8,7	20	730	53,3
30	80	5,8	30	480	35,0
50	47	3,42	50	290	21,1

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Проведенные исследования позволяют сформировать требования к КР, способному проводить не только дистанционное наблюдение за КА на геостационарной орбите, а также осуществить сближение с этим аппаратом для стыковки с последующей его дозаправкой, проведения ремонтных работ по замене элементов оборудования, осуществлению калибровочных работ по уточнению градуировочных характеристик измерительных устройств с целью увеличения срока активного существования.

2. Приведены аналитические выражения и численные расчеты, показывающие зависимость времени облета группы ОО, находящихся на геостационарной орбите, от высоты КР.

3. Проведены расчеты, определяющие необходимые запасы характеристической скорости КР для проведения маневра к заданному ОО. Результаты вычислений могут быть использованы для формирования требований, предъявляемым к КР.

4. Предложен вариант маневра по фазированию КР на ГСО за заданное время. Приведены численные расчеты необходимых для разных времен перелета расстояния до орбиты дрейфа и необходимые затраты характеристической скорости.

5. Из полученных численных результатов можно сделать вывод, что облет ОО, находящихся на ГСО за счет дрейфа на более высокой или низкой орбите на небольших (десятки километров) расстояниях требует значительного времени (несколько лет), что для большинства задач технической диагностики недопустимо.

6. Для повышения оперативности перелета на ГСО от одного ОО к другому целесообразно осуществлять маневр на орбиту дрейфа, расположенную выше ГСО на расстоянии $\Delta r_d = 100...300$ км, которая является орбитой хранения [3], с последующим возвращением обратно.

Список используемых источников

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

2. Чарушников А.В., Малинка А.В. Методика фазирования орбит космических аппаратов при осуществлении их встречи на геостационарной орбите // Вопросы электромеханики: труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП НПП ВНИИЭМ, 2010. – Т.114. – С. 29.

3. Малинка А.В. Модель относительного движения космических объектов геостационарной орбиты и объектов круговой экваториальной орбиты // Вопросы электромеханики: труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП НПП ВНИИЭМ, 2010. – Т.114. – С. 27.

4. Параметры Земли 1990 года. (ПЗ-90.11). – М.: 27 ЦНИИ МО РФ, 2014.

5. Системы навигации и ориентации космических аппаратов: учеб. пособие / А.И. Вайнтрауб, А.А. Лукашевский, В.А. Матюшин и др. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007. – 155 с.

6. Голяков А.Д., Лукашевский А.А., Смирнов В.В. Системы навигации космических аппаратов. – МО РФ, 2003. – 267 с.

Н.В. Васильева,

кандидат техн. наук, доцент;

Н.Б. Кунтурова,

доктор педагогических наук, доцент;

А.Л. Прокофьева

ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЕ СРЕДСТВА ИНФОРМАЦИОННО - КОММУНИКАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ ВОЕННОГО ВУЗА

В статье рассмотрены вопросы рационализации образовательного процесса при использовании компьютеров и других электронных средств обучения на примерах виртуального учебника «Элементарная математика. Повторительный курс» и электронного учебного курса «Грамматика английского языка». Приведены методики их применения.

Ключевые слова: виртуальный учебник математики, электронный учебный курс иностранного языка, методика применения электронных учебных средств.

ВВЕДЕНИЕ

В современном информационном обществе одним из важных направлений систематических исследований в сфере образовательных технологий являются исследования о возможности применения информационно-коммуникационных средств в военном образовании и о методике их применения.

Новое поколение курсантов, использующее смартфоны «с рождения», конкуренция в сфере высшего военного образования, а также развитие средств электронного обучения в военных вузах способствуют изменению парадигмы военного образования, ориентированной на развитие самостоятельности обучающихся в учебном процессе. Использование современных моделей и новейших образовательных методик делает возможным построение рационального образовательного процесса военного вуза. Рационализация образовательного процесса осуществляется сокращением аудиторной учебной нагрузки и увеличением индивидуальной нагрузки на обучающегося, а также использованием в учебном процессе компьютеров и других электронных средств обучения. Трендом развития и рационализации современного мирового образования на основе использования электронных и мобильных средств обучения является так называемое совместное обучение, т. е. самостоятельная работа курсантов во взаимодействии с другими курсантами при участии преподавателя [1, 2].

Современные тенденции образования предполагают использование в образовательном процессе электронных средств обучения, создание на кафедрах учебного заведения учебного комплекса информационных материалов, поддерживающих теоретический курс дисциплины и обеспечивающих контакт преподавателя с курсантами. В учебный комплекс должна входить логически связанная система программных продуктов, обеспечивающих виртуальную образовательную среду «электронного» обучения: электронные учебники с элементами интерактивного диалога и контроля, а также программы тестирования. Наличие подобной системы программных продуктов позволяет организовать самостоятельную работу обучающихся, доля которой в современном образовании неуклонно увеличивается. Важно отметить, что преподаватель не может «сопровождать» курсанта в период самоподготовки, а электронный учебник может.

Систему «обучающих» программных продуктов разрабатывают на основе различных платформ электронного обучения, например: Math-Bridge [10], Sakai [6], Moodle [7] и т. д.

Возможен и иной подход, когда преподаватель разрабатывает собственные электронные учебники и системы тестирования, реализующие поставленные цели в изучении дисциплины [5]. Современные web-технологии, такие, как HTML 5, CSS 3, Java Script, просты в изучении, удобны в использовании и обладают широкими возможностями для разработки необходимых программных приложений пользователями, даже не обладающими высокой компетенцией в этих вопросах. Этот подход был реализован на кафедре математики в виде виртуального учебника «Элементарная математика. Повторительный курс» [3] и на кафедре иностранного языка в виде создания электронного учебного курса (ЭУК) «Грамматика английского языка» [11].

СТРУКТУРА ВИРТУАЛЬНОГО УЧЕБНИКА «ЭЛЕМЕНТАРНАЯ МАТЕМАТИКА» И МЕТОДИКА ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ

На кафедре математики профессорско-преподавательский состав активно реализует в образовательном процессе инновационные формы и методы обучения. Так, разработанный Д.А. Булекбаевым, Н.В. Васильевой и Н.Б. Кунтуровой виртуальный учебник «Элементарная математика. Повторительный курс» [3] методически поддерживает первый раздел дисциплины «Математический анализ» и включает в себя те разделы базового курса элементарной математики, твердое знание которых необходимо в процессе изучения математических дисциплин в высшей школе. К ним относятся:

- техника тождественных преобразований алгебраических, логарифмических и тригонометрических выражений;
- обзор элементарных функций, их свойства и графики;
- основные методы решения алгебраических, показательных, логарифмических и тригонометрических уравнений и неравенств.

Учебник выполнен в виде web-страниц, разработан на основе технологий HTML, Java Script и CSS, доступен на компьютере с минимальными требованиями и открывается под любым web-браузером [10]. Учебник состоит из трех модулей. Ими являются:

- модуль 1 – алгебраические уравнения и неравенства;
- модуль 2 – показательные и логарифмические уравнения и неравенства;
- модуль 3 – тригонометрия.

Каждый модуль разбит на занятия. Занятия, в свою очередь, разделяются на web-страницы, занимающие один экран, что исключает необходимость «пролистывания» при работе над учебником.

Структура учебника отражена в главном меню (рис. 1), в которое пользователь входит с начальной страницы.

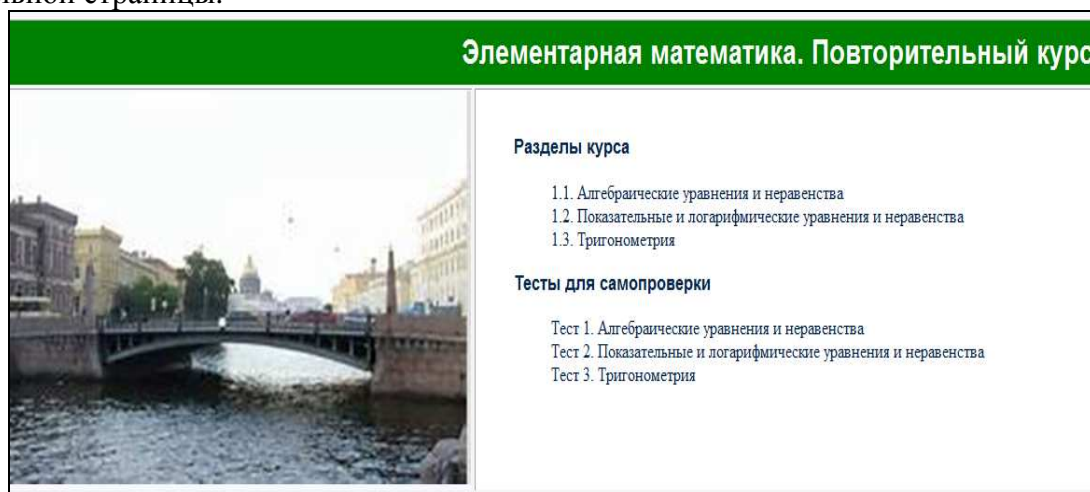


Рис. 1. Начальная страница учебника

Экран каждого занятия содержит меню web-страниц, занятия, а также гиперссылку, позволяющую вернуться к списку занятий изучаемого модуля (рис. 2).

Учебник структурирован так, чтобы объем каждого элемента предлагаемой информации (страницы занятия) размещался на одном экране (рис. 2). Основная (самая важная) информация помещена в начале раздела и выделена контрастным цветом.

2. Функции и графики. Показательные и логарифмические уравнения и неравенства	
Содержание	Занятие 2. Показательные уравнения и неравенства
<ul style="list-style-type: none"> Занятие 2. Показательные уравнения и неравенства 2.1. Показательная функция и ее свойства 2.2. Показательные уравнения 2.3. Показательные неравенства 2.4. Задачи для самостоятельного решения Список занятий по курсу "Функции и графики. Показательные и логарифмические уравнения и неравенства" 	<p>2.2. Показательные уравнения</p> <p>Определение Уравнения и неравенства, содержащие неизвестную только в показателе степени, называются показательными. Простейшее показательное уравнение имеет вид $a^x = b$, где $a > 0, a \neq 1$. По свойству положительности показательной функции $y = a^x$ это уравнение имеет решение только при $b > 0$.</p> <p>Методы решения показательных уравнений</p> <p>Уравнение вида $a^{f(x)} = a^{g(x)}$, где $a > 0, a \neq 1$, равносильно уравнению $f(x) = g(x)$.</p> <p>Задача 1 (+) Уравнение вида $a^{f(x)} = b^{f(x)}$, где $a > 0, a \neq 1, b > 0, b \neq 1$ и $a \neq b$ равносильно уравнению $f(x) = 0$.</p> <p>Задача 2 (+) Уравнение вида $Aa^{2x} + Ba^x + C = 0$, где $a > 0, a \neq 1$ и A, B, C некоторые числа, сводится к решению равносильной ему совокупности уравнений $\begin{cases} a^x = t_1, \\ a^x = t_2, \end{cases}$ где t_1, t_2 корни квадратного уравнения $At^2 + Bt + C = 0$.</p> <p>Задача 3 (+)</p> <p>Задача 4 (+)</p>

Рис. 2. Вид экрана виртуального учебника

Дополнительная информация появляется через каскад открывающихся окон посредством операторов Java Script (рис. 2, 3), что минимизирует время, необходимое для ориентирования в учебном материале, а наличие вспомогательного меню на экране каждого занятия дает возможность свободной навигации по изучаемому материалу.

3. Тригонометрия					
Содержание	Занятие 1. Тригонометрические функции и их вычисление				
<ul style="list-style-type: none"> Занятие 1. Тригонометрические функции и их вычисление 1.1. Определение тригонометрических функций 1.2. Основные тригонометрические тождества 1.3. Свойства тригонометрических функций 1.4. Значения тригонометрических функций 1.5. Формулы приведения 1.6. Задачи для самостоятельного решения Список занятий по курсу "Тригонометрия" 	<p>1.2. Основные тригонометрические тождества</p> <p>Основные тригонометрические тождества</p> <table border="1"> <tr> <td>$\sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha = 1$</td> <td>$\operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{ctg} \alpha = 1$</td> </tr> <tr> <td>$1 + \operatorname{tg}^2 \alpha = \frac{1}{\cos^2 \alpha}$</td> <td>$1 + \operatorname{ctg}^2 \alpha = \frac{1}{\sin^2 \alpha}$</td> </tr> </table> <p>Задача 1 (+)</p> <p>Задача 2 Упростить выражение $\frac{1}{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha} + \frac{1}{1 + \operatorname{ctg}^2 \alpha}$.</p> <p>Решение $\frac{1}{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha} + \frac{1}{1 + \operatorname{ctg}^2 \alpha} = \frac{1}{\frac{1}{\cos^2 \alpha}} + \frac{1}{\frac{1}{\sin^2 \alpha}} = \cos^2 \alpha + \sin^2 \alpha = 1$</p> <p>Задача 3 (+)</p>	$\sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha = 1$	$\operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{ctg} \alpha = 1$	$1 + \operatorname{tg}^2 \alpha = \frac{1}{\cos^2 \alpha}$	$1 + \operatorname{ctg}^2 \alpha = \frac{1}{\sin^2 \alpha}$
$\sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha = 1$	$\operatorname{tg} \alpha \cdot \operatorname{ctg} \alpha = 1$				
$1 + \operatorname{tg}^2 \alpha = \frac{1}{\cos^2 \alpha}$	$1 + \operatorname{ctg}^2 \alpha = \frac{1}{\sin^2 \alpha}$				

Рис. 3. Раскрывающиеся окна занятия

Главное и вспомогательные меню модуля, а также набор гиперссылок делают просмотр учебника удобным для использования. Изучая предлагаемую в учебнике информацию, обучающийся может выбрать свой маршрут просмотра, основанный на имеющемся запасе знаний.

Для самоконтроля полученных знаний в конце каждого занятия размещены задачи для самостоятельного решения по изученному материалу. Задачи снабжены ответами, а сложные задачи дополнены «подсказками».

Кроме того, виртуальный учебник содержит систему тестирования [7], включающую в себя программу и набор тестов по всем изучаемым модулям. Программа тестирования предусматривает свободную навигацию по тестовым заданиям. Тесты содержат задания с закрытыми ответами (рис. 4). Часть тестовых заданий имеет теоретический характер, а другая часть требует умений применять полученные знания для решения практических задач. Некоторые тестовые задания предполагают различную форму записи правильного ответа, для получения максимального балла за решение такого задания необходимо все их выявить и отметить.

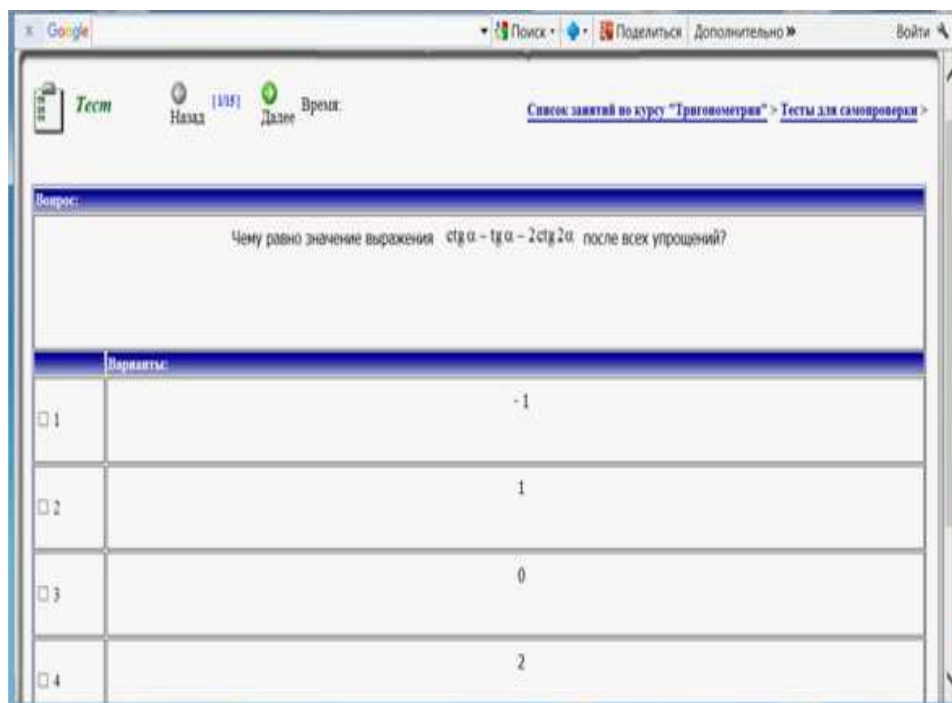


Рис. 4. Окно тестового задания

При попытке закончить сеанс тестирования пользователю выдается предупреждение, исключающее случайное окончание сеанса. После прохождения теста по выбранной теме его результаты визуализируются в открывающемся окне (рис. 5). Окно результатов теста содержит:

- количество верно решенных задач;
- рейтинг – количество верно решенных задач по отношению к общему числу задач теста с учетом уровня их сложности;
- количество верно решенных задач в процентах и итоговую оценку по этому результату;
- время, затраченное на решение теста;
- список разделов курса, которые необходимо проработать еще раз.

Авторы позаботились об удобстве использования системы тестирования: выдаче рекомендаций в виде гиперссылок разделов, необходимых для повторного изучения, по которым обучающийся может войти в соответствующие разделы.

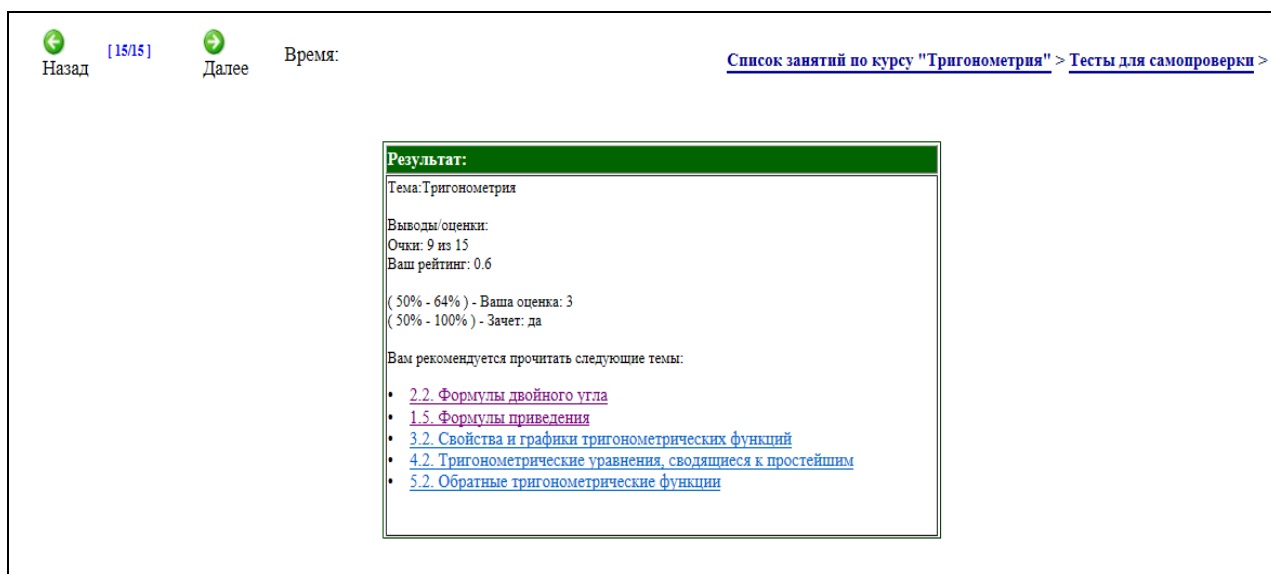


Рис. 5. Визуализация результатов тестирования

Применение учебника в образовательном процессе возможно в двух формах:

1. На первом практическом занятии преподаватель проводит сеанс тестирования обучающихся с целью выяснения базового уровня их знаний. Поскольку при каждом входе в систему тестирования варианты тестовых заданий и варианты ответов к ним перемешиваются, то для проведения такого сеанса достаточно одного варианта, так как возможность «списывания» при сеансе тестирования в компьютерном классе исключена. Результаты тестирования позволяют преподавателю осуществить дифференцированный подход к обучающимся по разделам, результаты тестирования по которым оказались низкими, а также провести дополнительные занятия или рекомендовать обучающимся индивидуальную работу с отдельными модулями виртуального учебника.

2. Преподаватель проводит запланированные тематическим планом занятия по разделу «Элементарная математика» в виде краткого повторения, оставляя более подробное изучение на самостоятельную работу обучающихся с помощью виртуального учебника; проверку полученных знаний осуществляет, проведя сеанс тестирования на следующем занятии.

МЕТОДИКА ПРИМЕНЕНИЯ ЭУК НА КАФЕДРЕ ИНОСТРАННОГО ЯЗЫКА ВКА ИМЕНИ А.Ф. МОЖАЙСКОГО

На кафедре иностранных языков был создан и уже в течение ряда лет используется для изучения английского языка в группах курсантов – будущих специалистов в области осуществления переводческой деятельности – ЭУК «Грамматика английского языка» [11].

Разработка модели применения ЭУК как автоматизированной обучающей системы осуществлялась исходя из технологии обучения с помощью ЭУК, которая формируется на основании требований к содержанию и уровню подготовки обучающихся. Использование ЭУК обеспечивает выполнение всех основных функций обучающей системы, включая предъявление теоретического материала, приобретение практических навыков и контроль уровня усвоения материала [8].

На основании модели применения ЭУК была разработана методика применения ЭУК в учебном процессе, составляющими которой являются:

1) применение ЭУК на практических занятиях – работа с теорией (электронным учебником);

2) применение ЭУК во время самостоятельной работы – осмысление и закрепление теории, контроль (самоконтроль) знаний с помощью систем компьютерного тестирования;

3) формирование и развитие с помощью ЭУК практических навыков и умений профессионально-ориентированной деятельности (моделирование будущей профессиональной деятельности).

Принимая во внимание, что обучающая система должна подстраиваться под контингент обучающихся (учебную группу) и под отдельного обучающегося, в разработанном ЭУК реализованы элементы адаптивного подхода к организации управления обучением. В частности, предусмотрены возможность выбора очередности и интенсивности изучения материала на основании достигнутых обучающимися результатов, а также различные режимы тестирования их знаний. Например, для проведения тестирования устанавливаются некоторые контрольные точки проверки знаний, и обучающийся (по крайней мере, в процессе самостоятельной подготовки) может выбирать, начинать ли ему сразу проходить эти контрольные точки или сначала ознакомиться с теорией. Пока обучающийся проходит эти контрольные точки успешно, обучающая система не вмешивается, но если контрольная точка не пройдена, ЭУК берет управление на себя, рекомендуя обучающемуся изучить соответствующий этой контрольной точке учебный материал [9].

НАЗВАНИЕ ДИСЦИПЛИНЫ, НАИМЕНОВАНИЕ РАЗДЕЛОВ И ТЕМ			
% РАБОТЫ С ЭУК ОТ ОБЩЕГО ВРЕМЕНИ ОБУЧЕНИЯ		ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОГО УЧЕБНОГО КУРСА В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ	
ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАНЯТИЯ	САМОСТОЯТЕЛЬНАЯ РАБОТА	ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАНЯТИЯ	САМОСТОЯТЕЛЬНАЯ РАБОТА
ИНОСТРАННЫЙ ЯЗЫК.			
РАЗДЕЛ 1.2. ЛЕКСИКО-ГРАММАТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПЕРЕВОДА ОБЩЕНАУЧНЫХ ТЕКСТОВ. ТЕМА 1 – 13			
КУРС 1.2			
≈40	≈60	<ul style="list-style-type: none"> ■ ОБЪЯСНЕНИЕ НОВОГО МАТЕРИАЛА; ■ ЗАКРЕПЛЕНИЕ ПРОЙДЕННОГО МАТЕРИАЛА; ■ ТЕСТОВЫЙ КОНТРОЛЬ ЗНАНИЙ. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ВЫПОЛНЕНИЕ ДОМАШНЕГО ЗАДАНИЯ; ■ ЗАКРЕПЛЕНИЕ ПРОЙДЕННОГО МАТЕРИАЛА; ■ ПОДГОТОВКА К ВНЕАУДИТОРНОМУ ЧТЕНИЮ; ■ ТЕСТОВЫЙ САМОКОНТРОЛЬ.
РАЗДЕЛ 3. РАЗЛИЧНЫЕ ВИДЫ ОБРАБОТКИ ТЕКСТОВ ПО СПЕЦИАЛЬНОСТИ. ТЕМА 14 – 15.			
КУРС 3.4			
≈20	≈80	<ul style="list-style-type: none"> ■ ПОВТОРЕНИЕ ГРАММАТИКИ АНГЛИЙСКОГО ЯЗЫКА (ТЕОРИЯ, ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАДАНИЯ); ■ АНАЛИЗ ГРАММАТИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ТЕСТОВЫЙ САМОКОНТРОЛЬ; ■ ПЕРЕВОД И РЕФЕРИРОВАНИЕ ТЕКСТОВ ПО СПЕЦИАЛЬНОСТИ.
ПРОФЕССИОНАЛЬНО ОРИЕНТИРОВАННЫЙ ПЕРЕВОД			
РАЗДЕЛ 1. ПРОФЕССИОНАЛЬНО ОРИЕНТИРОВАННЫЙ ПЕРЕВОД. ТЕМА 1 – 15.			
КУРС 2.3			
≈15	≈85	<ul style="list-style-type: none"> ■ ОБЪЯСНЕНИЕ ОСНОВ ТЕОРИИ ПЕРЕВОДА СЛОЖНОГО ПРЕДЛОЖЕНИЯ; ■ АНАЛИЗ ГРАММАТИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ; 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ЗАКРЕПЛЕНИЕ ПРОЙДЕННОГО МАТЕРИАЛА; ■ ОТРАБОТКА НАВЫКОВ УСТНОГО И ПИСЬМЕННОГО ПЕРЕВОДА С АНГЛИЙСКОГО ЯЗЫКА НА РУССКИЙ И С РУССКОГО НА АНГЛИЙСКИЙ; ■ ТЕСТОВЫЙ САМОКОНТРОЛЬ.
РАЗДЕЛ 12. ЛИНГВИСТИЧЕСКИЙ ПРАКТИКУМ. ТЕМА 16 – 32.			
КУРС 4.5			
≈30	≈70	<ul style="list-style-type: none"> ■ АНАЛИЗ ПРОЧИТАННЫХ ТЕКСТОВ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ГРАММАТИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ; ■ ОТРАБОТКА НАВЫКА ВЕДЕНИЯ БЕСЕДЫ, ДИСКУССИИ НА БАЗЕ ПРОЧИТАННОГО (КРУГЛЫЙ СТОЛ, РОЛЕВАЯ ИГРА) 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ЗАКРЕПЛЕНИЕ ГРАММАТИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ, ХАРАКТЕРНЫХ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ РЕЧЕВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ (УСТНОЙ, ПИСЬМЕННОЙ, МОНОЛОГИЧЕСКОЙ, ДИАЛОГИЧЕСКОЙ); ■ ТЕСТОВЫЙ САМОКОНТРОЛЬ.
ИНОСТРАННЫЙ ЯЗЫК В СПЕЦИАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ (ВОЕННЫЙ ПЕРЕВОД)			
РАЗДЕЛ 11. ВООРУЖЕННЫЕ СИЛЫ США. ТЕМА 1 – 6.			
РАЗДЕЛ 12. БОЕВАЯ ТЕХНИКА И ВООРУЖЕНИЕ ВС США, ОБЕСПЕЧЕНИЕ И БОЕВЫЕ ДЕЙСТВИЯ ВОЙСК. ТЕМА 7 – 11.			
КУРС 4.5			
≈25	≈75	<ul style="list-style-type: none"> ■ РАБОТА С ЛЕКСИЧЕСКИМИ ПРИЛОЖЕНИЯМИ; ■ ОТРАБОТКА НАВЫКА ДВУСТОРОННЕГО ПЕРЕВОДА. 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ПОДГОТОВКА К ДВУСТОРОННЕМУ ПЕРЕВОДУ (ТЕОРИЯ, ПРАКТИЧЕСКИЕ УПРАЖНЕНИЯ, ПРИЛОЖЕНИЯ); ■ САМОКОНТРОЛЬ ЗНАНИЙ.

Рис. 6. Методика применения ЭУК в процессе освоения дисциплин учебной программы «Переводчик в сфере профессиональной коммуникации»

Согласно методическим рекомендациям программы «Переводчик в сфере профессиональной коммуникации», практический курс иностранного языка ориентирован на последующую профессиональную деятельность выпускников в Вооруженных силах Российской Федерации и включает в себя три дисциплины – «Иностранный язык», «Профессионально-ориентированный перевод» и «Иностранный язык в специальной деятельности», охватывающие пять лет обучения (рис. 6).

Принимая во внимание, что основной целью учебной программы «Переводчик в сфере профессиональной коммуникации» является формирование и совершенствование профессиональной иноязычной коммуникативной компетенции, предполагающее знание обучающимися лексико-грамматических явлений и терминологии, в объеме, необходимом для работы с текстами профессиональной направленности, методика изучения иностранного языка с помощью ЭУК способствует овладению всеми видами речевой деятельности на основе общенаучной и специальной лексики: чтением, письмом, аудированием и говорением [11]. При этом:

1. Навык обучения чтению с помощью ЭУК осуществляется на основе алгоритмического подхода, основанного на описании процесса решения смысловых задач, создания соответствующих алгоритмов их решения в виде тестовых заданий по прочитанному материалу.

2. Навык овладения письмом с помощью ЭУК тесно связан с чтением и говорением и опирается на единую графическую языковую систему. Письмо, как и говорение, является продуктивным видом речевой деятельности, выражается в фиксировании какого-либо содержания через графические знаки и является технической составляющей письменной речи.

3. Процесс обучения аудированию с помощью ЭУК основан на запоминании и отработке лексического материала по специальности, который при решении поставленных задач по устному и письменному переводу военно-технических текстов, должен быть доведен обучающимися до автоматизма.

4. Обучение говорению при помощи ЭУК основано на формировании необходимых речевых навыков, которые позволяют обучающимся понимать и порождать иноязычные высказывания в соответствии с конкретной речевой задачей; самостоятельно совершенствоваться в иностранном языке, используя ЭУК в качестве тренажера для закрепления и контроля знаний.

5. Интеграция традиционных методов обучения и современных электронных образовательных технологий позволяет существенно повысить качество профессиональной подготовки, важным компонентом которой является внедрение в процесс обучения электронных курсов учебных дисциплин.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Поддерживая самые современные тенденции образования и внедряя их в учебный процесс, преподаватели ВКА имени А.Ф. Можайского активно используют в образовательном процессе инновационные формы и методы обучения. Преподаватели не только создают новые электронные учебники, электронные учебные курсы, содержащие в формате гипертекста и мультимедиа современные электронные учебные материалы, но и разрабатывают новые модели и методики для работы с ними. Все это способствует повышению качества обучения и эффективности образовательного процесса, содействуя развитию конкурентных преимуществ у нового поколения курсантов, необходимых в условиях появления все новых дестабилизирующих факторов, современных вызовов и угроз.

Список используемых источников

1. Методика оценивания временных затрат на изучение курса учебной дисциплины с применением автоматизированным обучающих систем / А.И. Алтухов, С.А. Багрецов, Н.А. Карпинчук, М.А. Чебурков // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ. – СПб., 2016. – Т.7. – С. 32–37.
2. Алтухов А.И., Калинин В.Н., Чебурков М.А. Об опыте формирования и оценивания компетенций по дисциплинам профессионального цикла в системе военного образования // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 650. – С. 204–209.
3. Булекбаев Д.А., Васильева Н.В., Кунтурова Н.Б. Виртуальный учебник «Элементарная математика. Повторительный курс» // Наука и образование. – 2016. – № 1.
4. Васильева Н.В., Кунтурова Н.Б. Использование электронных образовательных ресурсов при формировании математической компетентности у будущих военных специалистов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 651. – С. 189–193.
5. Элементы дистанционного обучения математическим дисциплинам в системе высшего образования для кораблестроительных специальностей и направлений / В.В. Григорьев-Голубев, Н.В. Васильева, Л.П. Ипатова, С.Н. Леора // Морские интеллектуальные технологии. – 2014. – № 26. – С. 136–142.
6. Программное обеспечение для организации самостоятельной работы студентов на платформе SAKAI / В.В. Григорьев-Голубев, Н.В. Васильева, Л.П. Ипатова, С.Н. Леора // Теория и практика образования в современном мире: материалы VI Международной научной конференции. – 2014. – С. 369–373.
7. Комплекс информационных материалов и электронных ресурсов для использования элементов дистанционного обучения в преподавании математических дисциплин / В.В. Григорьев-Голубев, Н.В. Васильева, Л.П. Ипатова, С.Н. Леора // Образовательные технологии и общество (Educational Technology & Society). – 2016. – Т.19, № 1. – С. 484–497.
8. Прокофьева А.Л. Применение электронных учебных курсов в процессе изучения иностранного языка в высшем учебном заведении // Информационно-управляющие системы. – 2015. – №6 (79). – С. 98–104.
9. Советов Б.Я., Цехановский В.В. Информационные технологии: учеб. для вузов. – 3-е изд., стер. – М.: Высш. шк., 2006. – 263 с.
10. Сосновский С.А., Гиренко А.Ф., Галеев И.Х. Информатизация математический компоненты инженерного, технического и естественнонаучного обучения в рамках проекта Meta Math // Образовательные технологии и общество (Educational Technology & Society). – 2014. – Т. 17, № 4. – С. 446–457.
11. Электронный учебный курс (ЭУК) «Грамматика английского языка» (English Grammar). – URL: window.edu.ru/window/library (дата обращения: 15.04.2018).

И.А. Изергина,
кандидат филологических наук, доцент;
И.В. Марусенко,
кандидат филологических наук, доцент;
Н.С. Якушкина;
Н.С. Яснова,
кандидат педагогических наук, доцент

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОГО УЧЕБНОГО КУРСА ПРИ ИЗУЧЕНИИ АНГЛИЙСКОГО ЯЗЫКА СЛУШАТЕЛЯМИ, ОБУЧАЮЩИМИСЯ ПО ПРОГРАММЕ МАГИСТРАТУРЫ

В статье рассматриваются основные проблемы обучения английскому языку магистрантов ВКА имени А.Ф. Можайского. Анализируется место грамматики в коммуникативном методе. Описывается эксперимент с использованием электронного учебного курса, приводятся полученные в ходе эксперимента результаты.

Ключевые слова: магистратура, грамматика, коммуникативный метод, электронный учебный курс, самостоятельная работа, эксперимент.

В настоящей статье рассматривается возможность использования электронных учебных курсов (ЭУК) при обучении грамматике английского языка слушателей, обучающихся по программе магистратуры.

Как известно, магистратура в настоящее время является второй ступенью высшего профессионального образования, которая имеет своей целью углубление теоретической и практической профессиональной подготовки и развитие способностей обучающихся в области научно-исследовательской и педагогической деятельности по выбранному направлению.

Целями дисциплины «Иностранный язык» по программе магистратуры ВКА имени А.Ф. Можайского являются формирование и совершенствование иноязычной профессиональной коммуникативной компетенции.

Курс обучения в магистратуре заканчивается написанием итоговой квалификационной работы (магистерской диссертации). При ее написании в большинстве случаев возникает необходимость использовать источники информации на иностранных языках. Следовательно, перед слушателями магистратуры стоят несколько непростых задач. Они должны уметь читать и переводить профессионально-ориентированные тексты на иностранном языке со словарем и без словаря с извлечением информации на различных уровнях, аннотировать и реферировать иноязычную научную литературу по специальности на иностранном и русском языках, а также осуществлять презентации на иностранном языке [1].

Учитывая перечисленные выше разнообразные задачи, а также небольшое количество часов, отводимых на дисциплину «Иностранный язык» (две зачетные единицы) в магистратуре, курс обучения следует построить так, чтобы он максимально способствовал формированию и совершенствованию умений и навыков, необходимых для работы с иноязычной литературой, результаты которой представляются в определенном формате.

Важным аспектом курса обучения иностранным языкам является грамматика. Хорошо известно, что без знания грамматики невозможно ни построить самое простое предложение на английском языке, ни осуществить перевод предложения или текста.

Тем не менее, современные методики и практика преподавания предполагают изменение отношения к изучению грамматики иностранных языков. Но как показывает опыт, на результатах практического владения языком отрицательно сказываются как попытки почти полного отказа от изучения грамматики, так и преувеличение ее роли в учебном процессе. Это важно осознавать, поскольку широко используемый в настоящее время коммуникативный метод,

хотя и рассматривает грамматику как одну из составляющих приобретения обучающимися иноязычной коммуникативной компетенции, все же уделяет ей сравнительно мало времени и только как вспомогательному средству. Тем не менее, при тех задачах, которые стоят перед слушателями, обучающимися по программе магистратуры военно-учебных заведений технического профиля, каким является наша академия, изучение грамматических явлений иностранных языков имеет очень большое значение.

Конечно, изучение грамматики в настоящее время мало напоминает изучение грамматики в рамках так называемого грамматико-переводного метода, который был широко распространен в прошлом веке. Сейчас обучение грамматике приобретает все большую практическую направленность. Эта практическая направленность выражается в оптимальном отборе грамматического минимума; в рациональном использовании времени на аудиторных занятиях; в применении технических средств обучения при объяснении и отработке грамматических явлений.

Однако в рамках традиционной системы преподавания иностранных языков в высших учебных заведениях, которая основана преимущественно на проведении **контактных занятий с преподавателем**, формирование и совершенствование умений и навыков обучающихся в области основ грамматики остается не до конца решенной проблемой. Это обусловлено прежде всего **ограниченным временем на выполнение заданий** (как на аудиторных занятиях под руководством преподавателя, так и при самостоятельной работе), направленных на **отработку и закрепление** пройденного материала [2].

Для усвоения грамматических явлений, необходимых для чтения и перевода сложных аутентичных текстов по специальности, реферирования и аннотирования специальных текстов, подготовки сообщения или доклада на иностранном языке и для решения других задач, связанных с данной проблематикой, требуется выполнение очень большого количества тренировочных упражнений.

Помимо недостаточного количества часов, выделяемых на изучение иностранного языка, серьезной проблемой является разный уровень владения иностранным языком обучающимися одной учебной группы. Кроме того, проводимое в течение многих лет в академии входное тестирование показывает, что уровень знания основных грамматических явлений английского языка постоянно снижается как у выпускников средней школы, так и у поступивших в адъюнктуру и магистратуру. В случае магистрантов это объясняется тем, что они, как правило, имеют большой перерыв в изучении иностранного языка (10–15 лет), в результате чего у них имеются значительные пробелы в области изучаемого иностранного языка. Как следствие, у обучающихся возникает ряд психологических проблем. Негативное воздействие на самооценку слушателей оказывает и широко распространенное мнение, что чем старше человек, тем труднее ему овладеть иностранным языком [3].

Таким образом, важнейшая задача, стоящая перед самими обучающимися и преподавателями иностранных языков, заключается в восстановлении приобретенных ранее знаний, умений и навыков, т. е. в преодолении, насколько это возможно, реально существующих различий в уровне владения иностранным языком обучающихся одной учебной группы [4].

Опыт работы в группах магистрантов позволил авторам выдвинуть предположение, что выходом из ситуации, когда знания, умения и навыки в области грамматики английского языка у магистрантов в значительной степени утрачены, но должны быть восстановлены в короткий промежуток времени (один семестр), может быть активное использование компьютерных обучающих программ, в частности ЭУК.

На кафедре иностранных языков ВКА имени А.Ф. Можайского преподавателем А.Л. Прокофьевой создан и уже в течение ряда лет используется ЭУК «Грамматика английского языка», предназначенный для изучения основ грамматики в группах курсантов – будущих специалистов в области осуществления переводческой деятельности [5].

В учебном 2016/17 году на кафедре было решено начать использовать указанный ЭУК при работе со слушателями, обучающимися по программе магистратуры. Был проведен экспери-

мент, цель которого заключалась в сравнительном анализе результатов формирования знаний в области грамматики английского языка магистрантов с использованием ЭУК и без его использования.

ЭУК «Грамматика английского языка» А.Л. Прокофьевой может по замыслу автора использоваться как на практических занятиях с преподавателем, так и во время самостоятельной работы. Он включает в себя три следующие функциональные подсистемы: содержательную, которая содержит теоретический материал в области грамматики английского языка, информационно-навигационную и диагностирующую [6].

Основой ЭУК является содержательная подсистема. Теоретический материал в ней представлен в виде модулей. Часть материала, предназначенного для углубленного изучения, и некоторые дополнительные сведения вынесены в приложение.

Информационно-навигационная подсистема включает в себя структуру смысловых связей, аннотацию и структуру курса, справку, систему ссылок и поиска информации.

Диагностирующая подсистема предназначена для контроля знаний и навыков обучающихся. Она содержит в себе различные постоянно обновляющиеся тесты и по результатам их выполнения выставляет оценку.

В наборе тестов каждый вопрос связан с определенным грамматическим материалом. В том случае, если обучающийся допускает ошибки при тестировании, ЭУК отправляет его к теоретическому материалу того раздела, где были допущены ошибки. Таким образом, можно не только выявить, но и сразу же устранить те или иные пробелы в знаниях грамматики без использования дополнительной литературы и, что особенно важно, не прибегая к помощи преподавателя.

Оценка знаний осуществляется диагностирующей подсистемой, как правило, в форме выбора правильного ответа из числа приведенных и выставляется в виде традиционных оценок: «неудовлетворительно», «удовлетворительно», «хорошо» и «отлично». Алгоритм программы выставления оценки преобразует процент правильных ответов в оценку в соответствии с таблицей.

Диагностирующая подсистема может использоваться как преподавателями, так и обучающимися, которые при самостоятельном выполнении тестов сразу получают рекомендации относительно материала, требующего дополнительной проработки.

Для осуществления сравнительного методического эксперимента (формирования знаний и навыков в области английской грамматики) обучающиеся (магистранты) были произвольно разделены на экспериментальную и контрольную группы.

В контрольной группе обучение проходило только с использованием традиционного печатного учебника, в экспериментальной группе наряду с традиционным учебником использовался ЭУК. Задача состояла в том, чтобы установить стартовый и итоговый уровни знаний, умений и навыков обучающихся в области грамматики английского языка до и после проведения эксперимента, а затем сравнить их.

Определение уровня знаний, умений и навыков в контрольной и экспериментальной группах осуществлялось на основе проведения тестирования. Тестирование проводилось с использованием педагогических тестов – системы заданий с множественными вариантами ответов.

Было проведено входное, промежуточное и выходное тестирование. Промежуточное тестирование проводилось для сравнения результатов после прохождения одной из грамматических тем для того, чтобы выявить негативные тенденции в обучении и в случае необходимости скорректировать план эксперимента.

Входное тестирование проводилось на первом занятии экспериментальной и контрольной групп. Средний балл в экспериментальной группе составил 3,66, а в контрольной группе – 3,44.

Промежуточное тестирование проводилось после изучения темы «Глагольные формы с окончанием *-ed*» (повторение и обобщение).

Обучающиеся могли по мере обсуждения материала пользоваться ЭУК, обращаясь к необходимым теоретическим разделам, что значительно сэкономило время по сравнению с использованием печатного учебника. Если занятие было пропущено, слушатели могли изучить и проработать новую тему самостоятельно.

Сравнение результатов в экспериментальной и контрольной группах проводилось путем написания проверочной работы и выполнения теста на изученный грамматический материал. Средний балл в экспериментальной группе составил 4,22, а в контрольной группе – 4,0.

Выходное тестирование проводилось в конце семестра в экспериментальной и контрольной группах по всем изученным грамматическим темам. Средний балл в экспериментальной группе составил 4,55, а в контрольной группе – 4,44.

Проведенный сравнительный анализ результатов усвоения грамматических явлений показал, что при использовании в учебном процессе наряду с базовым печатным учебником ЭУК (в экспериментальной группе), результаты усвоения грамматики оказались более высокими, чем без использования ЭУК (в контрольной группе). Таким образом, было установлено, что **использование ЭУК в учебном процессе магистрантов повышает эффективность изучения грамматики** английского языка и, соответственно, уровень сформированности профессиональной иноязычной коммуникативной компетенции.

В ходе проведения методического эксперимента авторы пришли к выводу, что некоторые из свойств ЭУК делают его *незаменимым* при работе со взрослой аудиторией, к которой относятся и слушатели, обучающиеся по программе магистратуры, и позволяют решать некоторые практические и психологические проблемы, характерные для данной категории обучающихся.

Опыт показывает, что некоторые магистранты (особенно те, которые добились больших успехов в военно-профессиональной деятельности) чрезвычайно чувствительны к оценке преподавателей. Любое исправление или замечание по ходу работы воспринимается ими как публичное унижение. Их следует направлять, а не оценивать; конкуренция в учебной группе оказывает отрицательное воздействие на процесс обучения.

Слушатели магистратуры не склонны задавать вопросы преподавателям, вероятно, считая, что это роняет их авторитет в учебной группе, однако они имеют большой опыт самостоятельной работы с источниками информации. Им проще обращаться к учебнику или искать нужную информацию в сети Интернет. Следует отметить, что новое поколение обучающихся с энтузиазмом относится к использованию компьютеров, а также смартфонов, планшетов, электронных словарей и т. п. Они привыкли к работе с техническими средствами и ждут от преподавателей широкого использования в учебном процессе разнообразных инновационных технологий, особенно, если речь идет об изучении иностранных языков. **В этой связи роль ЭУК трудно переоценить.**

Получив в ходе аудиторных занятий первичные навыки перевода грамматических конструкций и используя в дальнейшем компьютерные системы, все обучающиеся могут закрепить эти навыки и довести их до автоматизма. ЭУК позволяет, что очень важно, магистрантам работать в собственном темпе и вырабатывать свою индивидуальную траекторию обучения.

При использовании ЭУК на практических занятиях с преподавателем обучающимся предоставляется возможность по мере обсуждения материала пользоваться электронным учебным курсом, открывая необходимые теоретические разделы с примерами, что значительно экономит время по сравнению с использованием печатного учебника. Ориентируясь в структуре программы, обучающиеся могут в течение занятия быстро вспомнить пройденный материал и оперативно разобраться с вопросами, которые им недостаточно понятны. Как следствие, при использовании ЭУК облегчается процесс выравнивания уровня знаний, умений и навыков в области грамматики английского языка обучающихся одной учебной группы.

Особенно ценным оказывается ЭУК для *самостоятельной* работы магистрантов. Отличительными особенностями такого использования являются оказание справочно-информационной поддержки, самостоятельное выполнение упражнений для овладения лексикой и грамматикой, самоконтроль знаний. Обучающиеся проводят за компьютером необходимое для усвоения темы время, имея возможность многократно обращаться к теоретическому и тестовому блокам. Таким образом, ЭУК позволяет значительно увеличить объем языковой тренировки.

Нельзя также не отметить ценность ЭУК для слушателей, пропустивших то или иное занятие, так как он дает возможность самостоятельно восполнить пробелы в знаниях по любой грамматической теме.

Таким образом, учитывая особенности каждой категории обучающихся, в том числе и магистрантов, использование при изучении английского языка электронных учебных курсов представляется авторам чрезвычайно актуальным.

Использование ЭУК повышает эффективность усвоения грамматики английского языка в группах магистрантов, а также позволяет решить ряд практических задач и преодолеть некоторые психологические проблемы магистрантов. К безусловно положительным свойствам работы с ЭУК следует отнести возможность:

- при необходимости «догнать» свою группу, работая в собственном темпе и обращаясь в основном к электронному учебнику;
- работать в условиях малого количества или отсутствия печатных учебных пособий;
- восстановить учебный материал в случае пропуска занятий и т. д.

Результаты проведенного эксперимента позволяют утверждать, что электронный учебный курс ЭУК «Грамматика английского языка» может успешно использоваться как в процессе контактной работы с преподавателем, так и при организации самостоятельной работы слушателей, обучающихся по программе магистратуры.

Список используемых источников

1. Крез Р. Иностранный язык для взрослых. – М.: Альпина, 2017. – С. 3.
2. Прокофьева А.Л., Мальцев Г.Н. Модель повышения уровня навыков и умений специалистов в процессе профессиональной подготовки // Вестник Академии военных наук. – 2015. – № 10. – С. 76–80.
3. Киселев Г. М., Бочкова Р.В. Информационные технологии в педагогическом образовании: учеб. пособие. – М.: Дашков и К, 2013. – 308 с.
4. Кабанов М.А. Электронный учебник как средство повышения качества обучения иностранному языку в техническом университете: дис. ... канд. пед. наук: 13.00.02. – Екатеринбург: ГОУ ВПО, 2009. – 191 с.
5. Прокофьева А.Л., Яснова Н.С. Методические основы проектирования электронных учебных курсов в процессе изучения иностранного языка в высшем военном учебном заведении // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 650. – С. 219–222.

И.Г. Кириллов;
В.Н. Прищепа,
кандидат военных наук;
А.А. Федирко,
кандидат военных наук

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ПЕДАГОГИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ПОВЫШЕНИЮ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОБУЧЕНИЯ КУРСАНТОВ АКАДЕМИИ СТРЕЛЬБЕ ИЗ ПИСТОЛЕТА МАКАРОВА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ТРЕНАЖЕРА (ОЭТ-3)

В публикации рассмотрен педагогический эксперимент, целью которого является повышение эффективности и качества проведения практических занятий по дисциплине «Огневая подготовка из стрелкового оружия». Проанализированы некоторые результаты эксперимента.

Ключевые слова: учебно-тренировочный комплекс, тренажер, повышение эффективности обучения стрельбе, педагогический эксперимент.

Способность применять штатное стрелковое оружие является важнейшей военно-профессиональной компетенцией, для формирования которой курсанты академии должны знать устройство стрелкового оружия, основы и правила стрельбы из него, уметь готовить штатное оружие к боевому применению, своевременно обнаруживать цели и поражать их огнем из изучаемых образцов стрелкового оружия.

Для достижения высоких результатов в стрельбе из штатного оружия необходимо, чтобы все действия с оружием выполнялись правильно, осмысленно и в определенной последовательности. Поэтому процесс обучения курсантов выполнению упражнений стрельб должен строиться таким образом, чтобы максимально использовать все возможности обучающихся:

- физическую подготовленность, как важный аспект техники производства выстрела, в связи с тем, что именно неверные движения занимают значительное место в перечне допущенных стрелком ошибок;
- адаптационные возможности различных функциональных систем и органов организма к действиям в нестандартной обстановке;
- психологическую готовность к такому сложному виду деятельности, как стрельба.

При стрельбе (в частности, из пистолета) важное значение приобретают особенности физической и психологической подготовки.

Опыт проведения занятий показывает, что курсанты стараются овладеть прочными навыками стрельбы, тем не менее не всегда метко поражают цель даже в достаточно комфортных условиях. Чаще всего повинны в этом ошибки психологического характера.

Наблюдения показывают, что большинство из тех, кто стреляет неуверенно, допускает одну и ту же ошибку – стремится произвести выстрел обязательно в момент совмещения ровной мушки с точкой прицеливания. Стремление во что бы то ни стало уловить этот момент приводит к быстрому и потому резкому нажатию на спусковой крючок. Следствием такого «дерганья» и является неточный выстрел. Дело в том, что многие курсанты уж очень буквально понимают условия точного попадания пули в цель.

Следует подчеркнуть, что стрелковая подготовка большей частью – индивидуальная подготовка, тщательная и кропотливая работа с каждым курсантом, с учетом его особенностей темперамента, психофизических качеств, морально-психологической подготовленности, стрессоустойчивости и т. д. Учесть все эти факторы в ходе проведения занятия не представляется возможным ввиду ограниченного времени и достаточно большого количества стрелков.

Анализ эффективности обучения курсантов академии стрельбе из пистолета Макарова (ПМ) показал, что традиционно установившиеся методы подготовки не в полной мере соответствуют современным условиям. Процесс обучения курсантов в рамках учебной программы по формированию необходимых компетенций на этапе начальной подготовки должен строиться в условиях активного применения современных технических средств. В этой связи возникла необходимость в проведении педагогического эксперимента, направленного на повышение эффективности и качества проведения практических занятий по разделу «Огневая подготовка из стрелкового оружия», совершенствование методики обучения курсантов стрельбе из пистолета Макарова.

Предполагалось, что если в экспериментальной группе подготовку направить на изучение техники производства выстрела с применением оптико-электронного тренажера (ОЭТ-3), то это позволит эффективнее формировать рациональные двигательные действия, обеспечивая предпосылки для более успешной реализации потенциала каждого курсанта, и, как следствие, достичь запланированной результативности стрельбы.

В ходе проведения эксперимента предполагалось выявить качественные различия в формировании навыков курсантов и итоговой результативности стрельбы в условиях традиционно сложившейся системы подготовки с использованием современных обучающих технических средств на основе применения оптико-электронного тренажера (ОЭТ-3).

В эксперименте участвовали две учебные группы третьих курсов академии с равным количеством человек в каждой группе.

Продолжительность эксперимента составила девять месяцев, в ходе которых с обучающимися было проведено десять практических занятий по теме: «Стрелковые тренировки. Обучение выполнению первого упражнения учебных стрельб из пистолета Макарова».

Для определения исходных данных эксперимента были определены следующие показатели результативности стрельбы:

- кучность стрельбы (разброс попаданий относительно друг друга) (рис. 1);
- способность стрелка самостоятельно производить коррекцию области прицеливания в поле мишени относительно контрольной точки (центра мишени) при выполнении второй серии выстрелов, которая определялась смещением средней точки попадания относительно контрольной точки (центра мишени) (рис. 2).

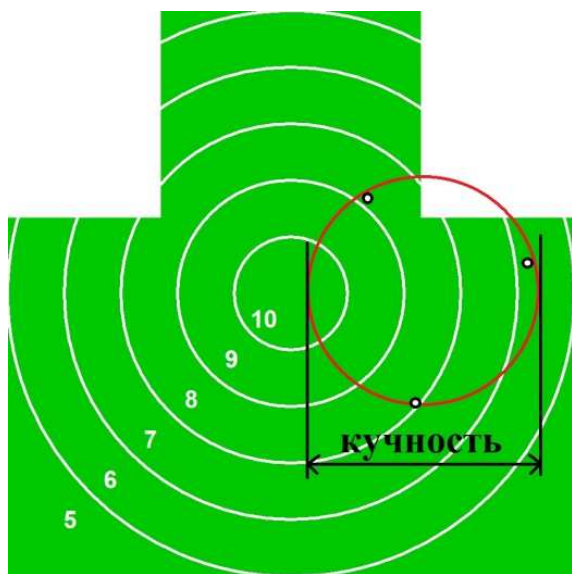


Рис. 1. Определение кучности стрельбы

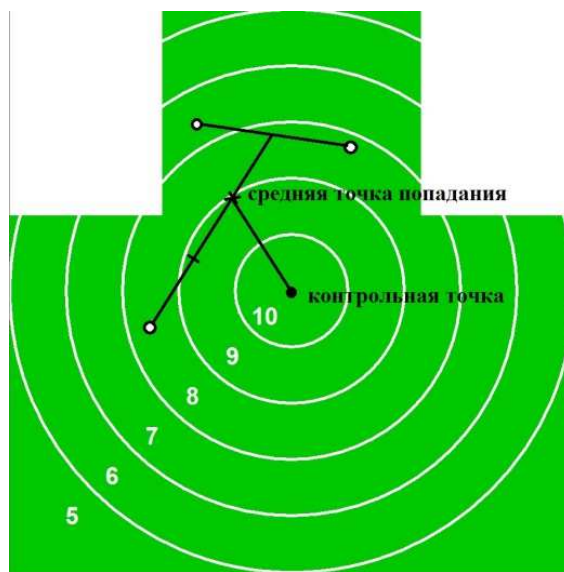


Рис. 2. Смещение средней точки попадания относительно контрольной точки (центра мишени)

Обучающиеся изучили материальную часть пистолета, усвоили правила обращения с ним, получили теоретические сведения по основам, приемам и правилам стрельбы.

После базовой теоретической подготовки курсанты (участники эксперимента) в качестве контрольной стрельбы (среза) выполнили первое упражнение учебных стрельб из ПМ с использованием боевых патронов.

Расчет критерия Стьюдента для независимых выборок и сравнение дисперсий результатов выполнения первого упражнения учебных стрельб по критерию Фишера позволили сравнить и выровнять уровень подготовленности контрольной и экспериментальной групп.

В качестве варьируемого условия эксперимента принималось следующее условие: руководитель занятия, работая с контрольной группой, объяснял и образцово показывал правила и приемы стрельбы из пистолета с одной и двух рук, подробно демонстрировал элементы, из которых слагаются эти приемы, после чего отрабатывал их в составе смены стреляющих, указывая каждому обучающемуся на замеченные недостатки, а в экспериментальной группе преподаватель активно использовал возможности ОЭТ-3. Все вопросы прицеливания и обработки спуска курка курсанты отрабатывали, используя широкие возможности тренажера. Ошибки в прицеливании, удержании оружия каждого курсанта демонстрировались на мониторе. Каждый курсант получал рекомендации в соответствии с изображением на экране.

Под неварьируемыми понимались следующие условия:

- одинаковый временной интервал проведения занятий;
- одинаковый объем даваемой учебной информации;
- постановка общих задач обучения;
- стрельба боевыми патронами в конце каждого проведенного занятия.

При использовании оптико-электронного тренажера значительно увеличивается поступающий к стрелку объем объективной информации о технике выполненного выстрела. В условиях обычной тренировки с использованием реальных боеприпасов единственной доступной информацией о качестве действий стрелка (изготовке, хвате оружия, обработке спуска курка и т. д.) является положение пробойны в мишени. Вся остальная получаемая информация является субъективной, и ее правильная оценка зависит от психофизиологических характеристик стрелка и его практического опыта. Основным параметром, контролируемым с помощью тренажера с оптико-электронным излучателем, является положение точки прицеливания.

Объективная картина перемещения точки прицеливания дает следующие преимущества перед традиционными методиками:

- устойчивость оружия из объекта пристального наблюдения стрелка и его субъективных оценок превращается в реальный объект для совершенствования;
- при постоянном сравнении стрелком информации о точке прицеливания на мониторе компьютера с его собственными ощущениями появляется возможность более точной оценки качества отдельных элементов выполненного выстрела (прицеливания, спуска курка и т. д.).

Эффективность влияния использования в практике обучения стрельбе ОЭТ-3 определялась путем сравнения результатов стрельб контрольной и экспериментальной групп на всем протяжении эксперимента. При помощи сведения результатов стрельб контрольной и экспериментальной групп в сравнительные таблицы и после математической обработки данных были получены результаты, приведенные на рис. 3–5.

После проверки нормальности распределения полученных результатов был проведен анализ эффективности обучения курсантов академии стрельбе из пистолета Макарова с использованием оптико-электронного тренажера (ОЭТ-3) с помощью следующей формулы:

$$\mathcal{E}_{\text{ОЭТ}} = \frac{(P_{\text{э}} - P_{\text{к}}) \cdot 100}{P_{\text{к}}},$$

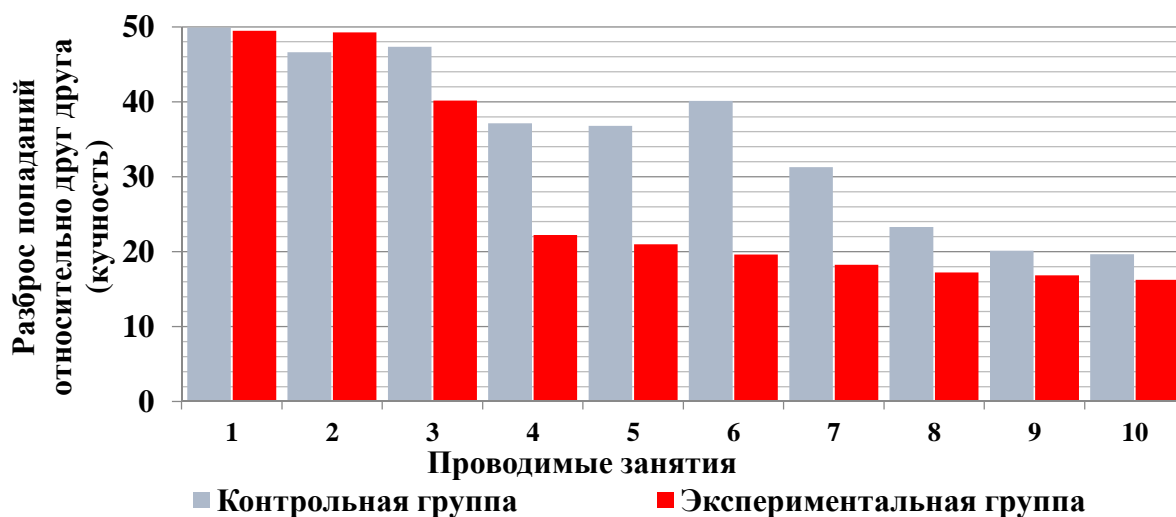


Рис. 3. Изменение кучности стрельбы

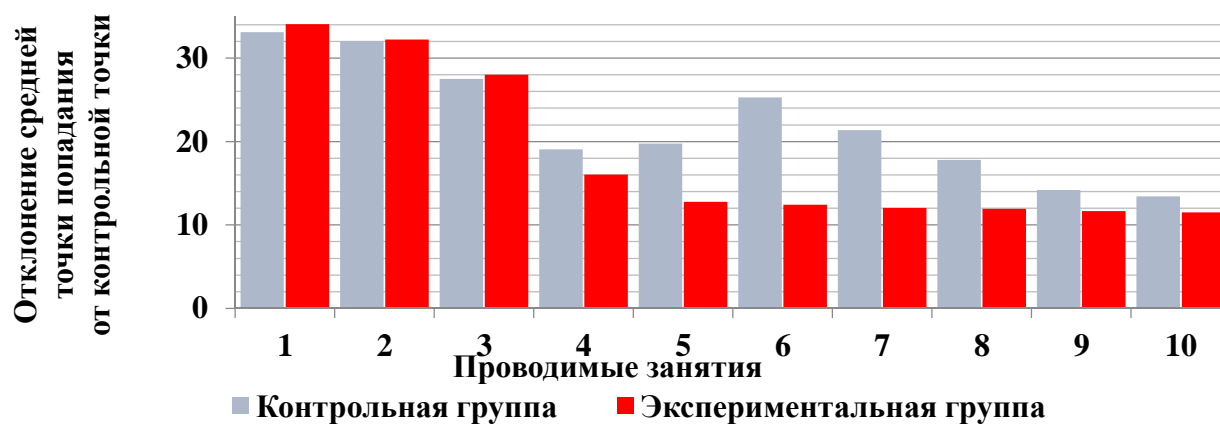


Рис. 4. Изменение отклонения средней точки попадания относительно контрольной точки

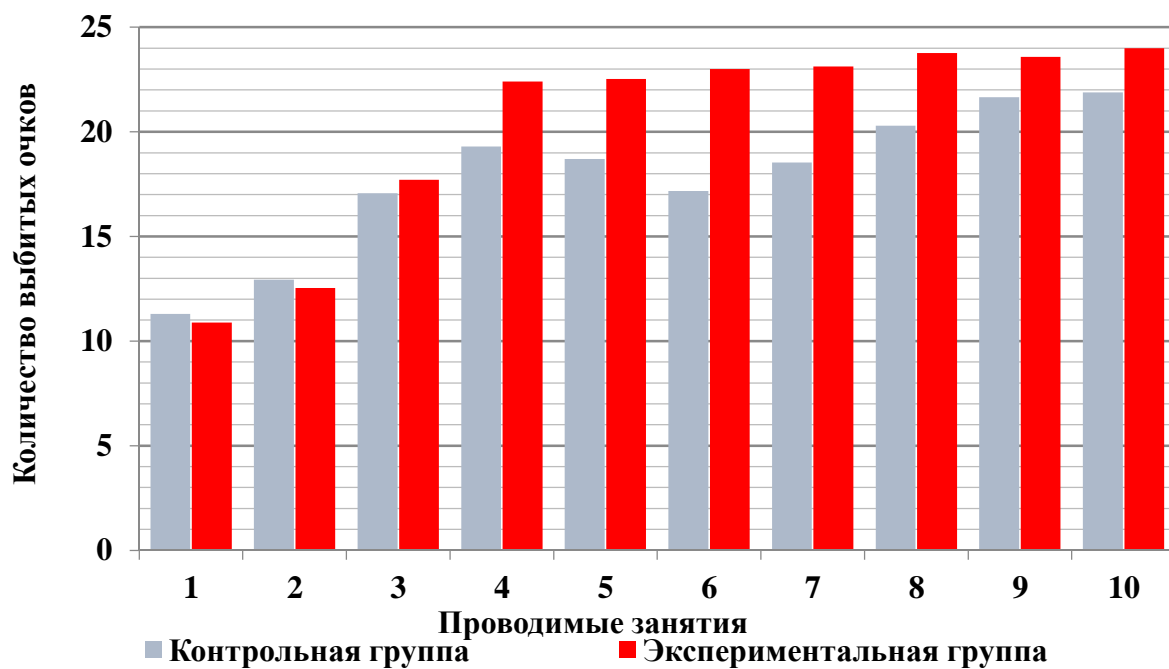


Рис. 5. Изменение результативности стрельбы

где $\mathcal{E}_{\text{оэт}}$ – эффективность обучения с применением оптико-электронного тренажера (ОЭТ-3);

P_3 – средний результат экспериментальной группы;

P_k – средний результат контрольной группы.

Расчеты, проведенные по итогам эксперимента, показали следующие результаты:

– эффективность применения ОЭТ-3 по показателю «кучность» составила 9,9 %;

– эффективность применения ОЭТ-3 по показателю «способность стрелка самостоятельно производить коррекцию области прицеливания в поле мишени относительно контрольной точки (центра мишени) при выполнении второй серии выстрелов» составила 14 %;

– в целом прирост результативности экспериментальной группы относительно контрольной составил 9,6 %.

Эксперимент показал, что использование компьютерной технологии помогает более очевидно видеть ошибки в технике стрельбы и способствует быстрому их исправлению, а применение методики обучения стрельбе из пистолета Макарова с использованием оптико-электронного тренажера ОЭТ-3 способствует интенсивному приросту навыков курсантов при обращении с оружием, что влечет за собой успешное овладение техникой выполнения сложного по структуре целостного действия, каким является выстрел.

Список используемых источников

1. Лазерполитех-2009 – Технологии и средства обеспечения огневой подготовки: сборник материалов III Международного форума. – Новосибирск: Принтинг, 2010. – 156 с.
2. Основы стрельбы из пистолета: учебно-методическое пособие. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2012. – 46 с.
3. Методика проведения стрелковых тренировок с использованием оптико-электронного тренажера: учебно-методическое пособие / А.А. Федирко, Ю.Л. Чирич, И.Г. Кириллов и др. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2014. – 28 с.
4. Пауков А.Б., Чирич Ю.Л., Федирко А.А. Об использовании учебно-тренировочного комплекса при проведении занятий по дисциплине «Огневая подготовка из стрелкового оружия» // Информационный бюллетень. Создание и внедрение учебно-тренировочных средств в образовательный процесс. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. – № 123. – С. 14–19.
5. Опыт проведения стрелковых тренировок с использованием оптико-электронного тренажера (ОЭТ-3) в высшем военно-учебном заведении / А.А. Федирко, Ю.Л. Чирич, И.Г. Кириллов, Е.А. Инюшева // Сборник научных трудов по итогам международной научно-практической конференции «Основные вопросы теории и практики педагогики и психологии». – Омск, 2016. – Вып. № 3. – С. 98–102.
6. Сравнительный анализ стрелковых тренажеров, используемых в процессе военно-профессиональной подготовки выпускников высшего военно-учебного заведения / А.А. Федирко, Ю.Л. Чирич, И.Г. Кириллов, Е.А. Инюшева // Сборник научных трудов по итогам международной научно-практической конференции «Основные вопросы теории и практики педагогики и психологии». – Омск, 2016. – Вып. № 3. – С. 111–115.
7. Общевоинская подготовка. Огневая подготовка из стрелкового оружия: учеб. пособие / А.А. Федирко, Ю.Л. Чирич, И.Г. Кириллов и др. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – 56 с.
8. Огневая подготовка из стрелкового оружия: учеб. пособие / А.А. Федирко, Ю.Л. Чирич, И.Г. Кириллов и др. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – 88 с.
9. Использование учебно-тренировочного комплекса при проведении занятий и стрелковых тренировок по дисциплине «Огневая подготовка из стрелкового оружия» / Р.Ф. Фаттахов, А.А. Федирко, А.Г. Севрюков, Е.В. Толстяков // Тематический сборник Михайловской военной артиллерийской академии. – СПб.: МВАА, 2017. – Вып. 49. – С. 600–604.

Н.С. Кужекин,

кандидат философских наук, профессор;

В.В. Мышко,

кандидат техн. наук, доцент;

А.В. Смирнов,

Управление военного образования ГУК МО РФ, г. Москва;

В.А. Чикуров,

кандидат техн. наук, доцент

ОЦЕНИВАНИЕ ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЫ В ВОЕННО-УЧЕБНОМ ЗАВЕДЕНИИ В ХОДЕ ГОСУДАРСТВЕННОЙ ИТОГОВОЙ АТТЕСТАЦИИ

Проанализирован опыт организации выполнения и защиты выпускных квалификационных работ в ходе проведения государственной итоговой аттестации выпускников Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, приводятся конкретные примеры и практические рекомендации по оцениванию выпускных квалификационных работ обучающихся, освоивших основную образовательную программу высшего образования – программу специалитета.

Ключевые слова: государственная итоговая аттестация, выпускная квалификационная работа, компетенции, формирование и оценивание компетенций, подготовка военных специалистов, показатели и критерии оценивания.

На современном этапе развития системы военного образования предъявляются высокие требования к качеству подготовки выпускников военных образовательных учреждений Министерства обороны Российской Федерации. В основу образовательной деятельности по подготовке высококвалифицированных специалистов положен компетентностный подход. Компетентностная модель выпускника вуза МО РФ представлена на рис. 1.

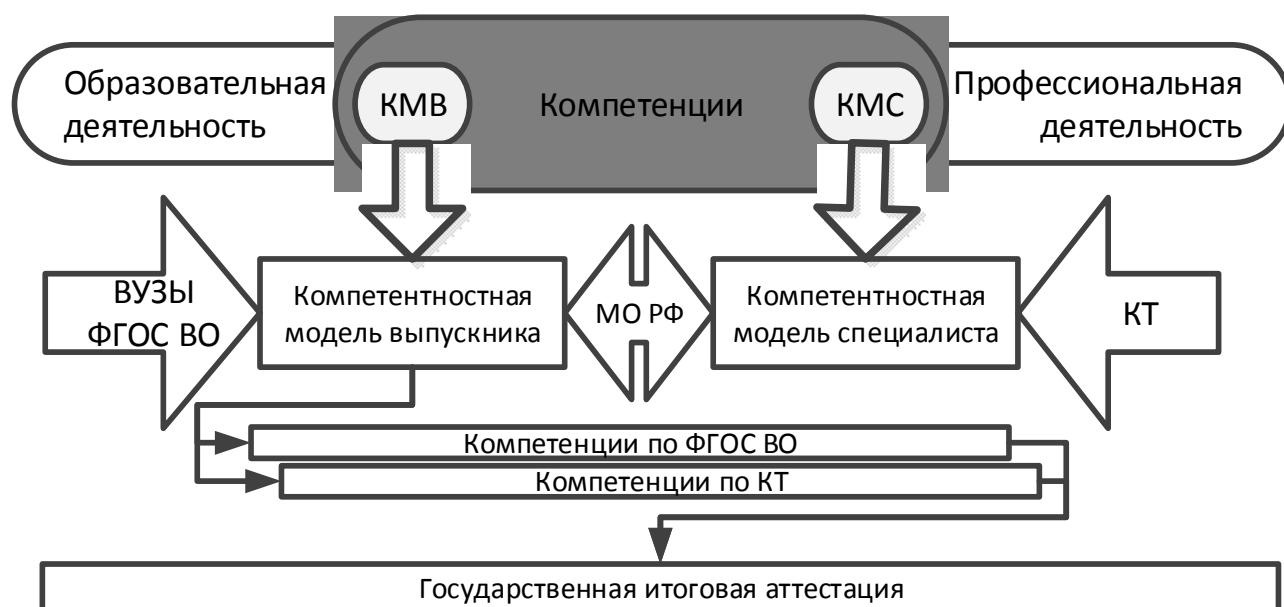


Рис. 1. Компетентностная модель выпускника вуза МО РФ

Результатом освоения выпускниками основных профессиональных образовательных программ является формирование компетенций, установленных федеральными государственными образовательными стандартами (ФГОС ВО) и квалификационными требованиями (КТ)

к военно-профессиональной подготовке выпускника, уровень освоения которых оценивается в ходе проведения государственной итоговой аттестации (ГИА).

Государственная итоговая аттестация в военных образовательных учреждениях высшего профессионального образования Министерства обороны Российской Федерации включает [1]:

1) по образовательным программам высшего образования – программам специалитета – защиту выпускной квалификационной работы (ВКР), государственный междисциплинарный экзамен (экзамен по специальной дисциплине), государственный экзамен по физической культуре (физической подготовке);

2) по образовательным программам магистратуры – защиту выпускной квалификационной работы и государственный междисциплинарный экзамен (экзамен по специальной дисциплине);

3) по программам подготовки научно-педагогических кадров в адъюнктуре – государственный междисциплинарный экзамен, защиту научно-исследовательской работы.

Выпускная квалификационная работа – это один из основных видов государственной итоговой аттестации, которая выполняется на заключительном этапе обучения по основным образовательным программам. Она систематизирует и расширяет знания, умения и навыки обучающихся в решении сложных комплексных задач с элементами исследований, а также определяет уровень их подготовленности к выполнению должностных обязанностей в соответствии с полученной специальностью (направлением) подготовки [2, 6].

«Методические рекомендации по проведению государственной итоговой аттестации ...» устанавливают общие подходы к содержанию процедуры организации подготовки и проведения государственной итоговой аттестации, а также основные критерии оценивания (рис.2). Однако до сих пор нет единого подхода к тому, как в ходе разработки и защиты ВКР оценивается уровень сформированности компетенций и как этот уровень соотносится с итоговой оценкой, полученной на защите ВКР [5].

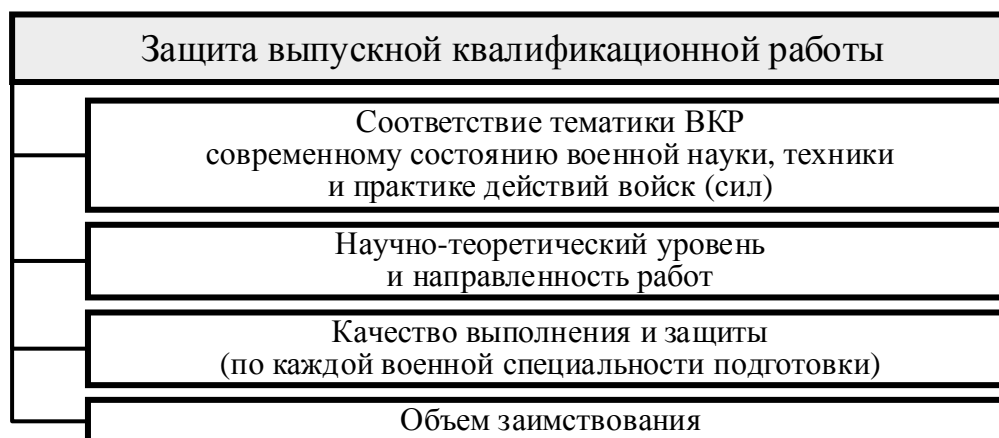


Рис. 2. Основные критерии оценивания сформированности компетенций по результатам защиты ВКР

В данной статье авторы на основе опыта разработки и защиты ВКР в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского предлагают научно-методический аппарат оценивания выпускной квалификационной работы по образовательным программам высшего образования – программам специалитета в ходе государственной итоговой аттестации обучающихся в военном вузе.

Организацию и проведение защиты ВКР условно можно разделить на три этапа:

- первый этап – «подготовительный», определяющий идеологию ВКР;
- второй этап – «рабочий», в ходе которого осуществляется разработка ВКР;

– третий этап – «аттестационный», защита результатов ВКР в ходе государственной итоговой аттестации.

Особенности **первого этапа** вытекают из специфики решаемой задачи и связаны с формированием тематики, выбором направлений исследований и разработкой задания на выполнение ВКР, которые должны опираться на актуальные потребности войск, тенденции развития науки и техники.

Второй этап подготовки ВКР относительно продолжительный и характеризуется разработкой и представлением в государственную экзаменационную комиссию военно-учебного заведения выпускной квалификационной работы, а также других материалов, характеризующих ее научную и практическую ценность:

- рационализаторских предложений;
- актов реализации исследований;
- публикаций научных статей;
- свидетельств о регистрации программ для ПЭВМ;
- патентов на изобретения;
- макетов и стендов и др.

Выпускная квалификационная работа состоит из пояснительной записки и графического материала. Пояснительная записка оформляется в соответствии с требованиями ГОСТов, по содержанию соответствует заданию на ВКР и должна содержать: титульный лист; задание на разработку ВКР; содержание; список сокращений; введение; общую часть (превый раздел); специальную часть (второй раздел); эксплуатационную часть (третий – N-й разделы); заключение; список литературы; приложения. Графический материал (чертежи, схемы и т. д.) должны охватывать главные решения, полученные при разработке темы [3].

Актуальным является соблюдение требований определения степени самостоятельности выполнения ВКР, корректности использования данных из заимствованных источников, которые предусматривают процедуру проверки ВКР, выполненных ранее по схожей тематике.

Стоит обратить внимание, что ВКР – это квалификационная работа, которая должна показать умение в отведенные сроки выполнить целевую задачу с учетом опыта имеющихся аналогичных разработок. Поэтому процедура проверки на заимствование не является самоцелью. Курсант имеет право ссылаться на другие работы, и процент оригинальности не может быть столь велик, как в научных работах.

Особенность **третьего этапа – аттестационного** – определение уровня сформированности компетенций у выпускника по конкретной специальности.

Состав компетенций, уровень сформированности которых необходимо проверить в ходе ГИА, определен заказчиком подготовки кадров, исходя из квалификационных требований к военно-профессиональной подготовке выпускников.

Например, выпускник по специальности «Применение и эксплуатация автоматизированных систем специального назначения» должен быть способен [4]:

- оценивать эксплуатационное качество вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ), оформлять основные документы по результатам их испытаний и применения;
- анализировать состояние ВВСТ, использовать данные анализа в организации и совершенствовании системы информационно-телеметрического обеспечения;
- проводить научные исследования в рамках профессиональной деятельности.
- применять научные методы обоснования решений, принимаемых в профессиональной деятельности;
- применять современные программные средства для сбора, обработки и анализа данных, а также оформления документов и подготовки докладов по эксплуатации ВВСТ Космических войск.

Оценка за ВКР зависит от двух групп показателей.

Первая группа показателей ориентирована на определение качества разработки ВКР: проверяются актуальность темы, уровень обоснованности решений, научно-технический и инженерный уровни, практическая значимость, качество оформления.

Перечисленные показатели оценивают результаты преддипломной практики и подготовки самой работы.

Учитывая то, что дипломная работа представляет собой теоретическое и (или) экспериментальное исследование одной из актуальных проблем по специальности, а дипломный проект представляет собой решение конкретной задачи по специальности, во время защиты ВКР проверке подлежат:

- соответствие тематики ВКР современному состоянию военной науки, техники и практике действий войск (сил);
- научно-теоретический уровень и направленность работ;
- качество выполнения и защиты (по каждой военной специальности подготовки);
- наличие неправомерных заимствований.

Рассмотрим особенности оценивания первой группы, а именно показатели качества разработки ВКР (табл. 1).

Таблица 1

Шкалы и критерии итоговой оценки показателей качества разработки ВКР

Показатель	Шкала и критерии оценивания			
	«отлично»	«хорошо»	«удовлетворительно»	«неудовлетворительно»
Актуальность	«удовлетворительно»			Не выполнены условия на оценку «удовлетворительно»
Уровень обоснованности решений	Все показатели оценены на «отлично»; один из показателей оценен на «хорошо», остальные – на «отлично»	Все показатели оценены на «хорошо»; один из показателей оценен на «удовлетворительно», остальные – на «хорошо» и «отлично»; один из показателей оценен на «отлично», остальные – на «хорошо»	Все показатели оценены на «удовлетворительно»; не более чем по одному из показателей получена оценка «удовлетворительно»	
Научно-технический и инженерный уровни				
Практическая значимость				
Качество оформления	«удовлетворительно»			

Показатель **«актуальность»** обязан найти отражение на разработке ВКР, зафиксирован во введении и первом разделе работы, а также вынесен и в дальнейшем продемонстрирован на защите, как правило, на первом плакате.

Одним из основных требований к ВКР выпускников военных вузов является военная актуальность, которая должна иметь четко выраженную военную направленность, содержать творческое решение вопросов совершенствования ВВСТ, повышения эффективности ее использования и боевой готовности войск.

Показатель качества выполнения ВКР **«актуальность»** оценивается по двухбалльной шкале: «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». При этом контролируются уровень соответствия содержания ВКР заданию и способность осуществлять научный анализ при решении социальных и профессиональных задач, соответствующих различным видам деятельности.

Показатель **«уровень обоснованности решений ВКР»** заключается в определении необходимости создания, совершенствования, модернизации ВВСТ, в установлении задач, к ре-

шению которых должен привлекаться анализируемый объект исследования (система вооружения), в разработке предъявляемых к нему требований и (на основе последних) в определении состава и характеристик (рис. 3).

Стоит обратить внимание на умение давать военно-экономическое обоснование, которое заключается в определении финансовых затрат на разработку, создание и эксплуатацию систем вооружения. Оно дается в общей части (первом разделе).

Показатель качества выполнения ВКР «уровень обоснованности решений ВКР» оценивается по шкале «отлично» / «хорошо» / «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». При этом контролируются: уровень научной, военно-технической, оперативно-тактической, военно-экономической обоснованности, корректности и оригинальности принятых конструктивных, научно-технических, алгоритмических и т. д. решений; умение использовать современную научно-техническую литературу, руководящие документы по эксплуатации и применению ВВСТ и т. д.; уровень теоретических и практических знаний, полученных в процессе обучения.

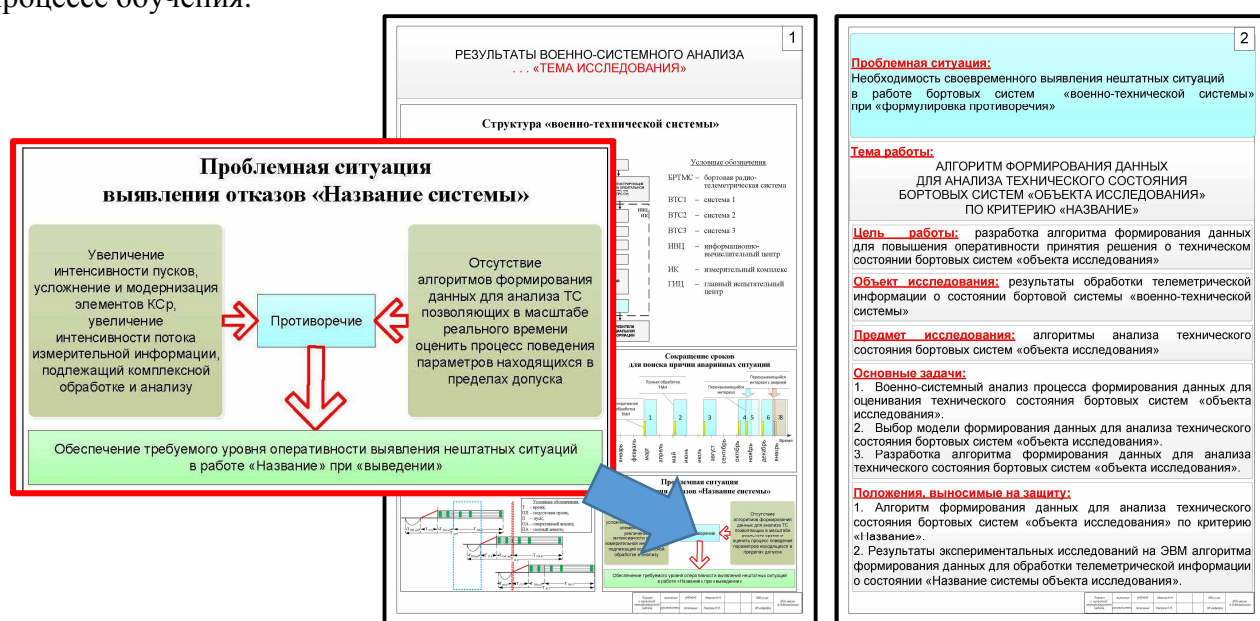


Рис. 3. Обоснование решений ВКР

Показатели «научно-технический и инженерный уровни ВКР» и «практическая значимость ВКР» оцениваются на основании представленных в общей (первом разделе), специальной (втором разделе) и эксплуатационной (третьем – N-м разделах) частях фактических материалов, подтверждающих уровень освоения компетенций, а именно:

- знание эксплуатационных свойств объекта исследования (системы вооружения);
- умение оценить влияние результатов исследования на уровень эксплуатационных свойств на объект исследования (систему вооружения);
- умение проводить анализ возможных вариантов решения стоящей в ВКР проблемы и обоснованно выбирать рациональные из них;
- умение осуществлять постановку задачи, проводить сравнительный анализ математических аппаратов, разработку моделей, структур, методов, алгоритмов, методик в последовательности и объеме, утвержденных научным руководителем.
- навыки излагать преимущества и недостатки выбранного варианта и планировать пути их устранения.

Показатель качества выполнения ВКР «научно-технический и инженерный уровни ВКР» оценивается по шкале «отлично» / «хорошо» / «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». При этом контролируются:

- умение качественно, корректно и достоверно проводить теоретические и экспериментальные исследования, расчеты, испытания, опыты и т. д., принятые при этом допущения должны быть обоснованными;
- умение и навыки использования современных информационно-вычислительных и программных средств и комплексов, информационных и моделирующих технологий, методик организации и проведения экспериментов и т. д. (рис. 4).

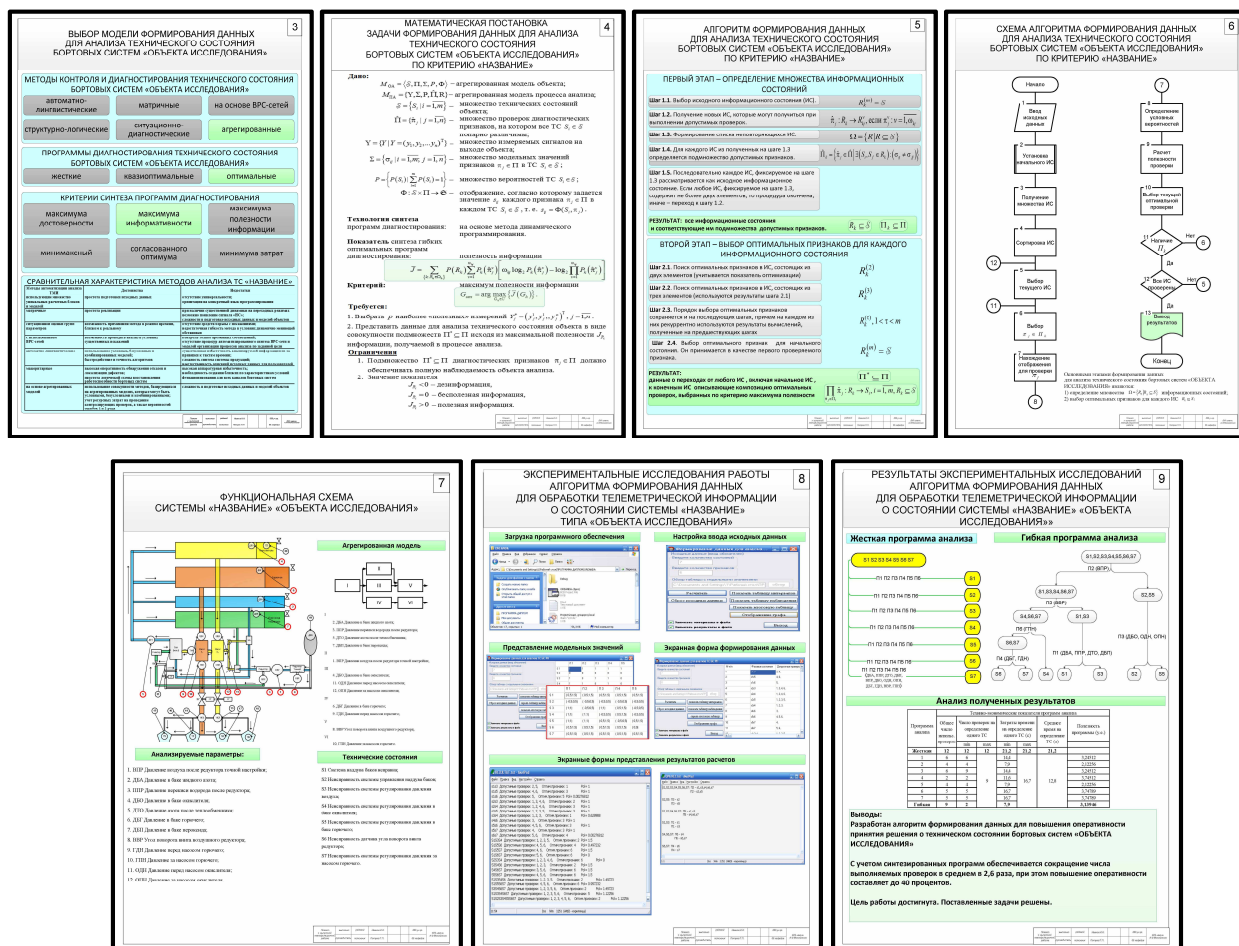


Рис. 4. Проведение теоретических и экспериментальных исследований

Аналогично оценивается по шкале «отлично» / «хорошо» / «удовлетворительно» / «неудовлетворительно» показатель «**практическая значимость ВКР**». При этом контролируются:

- уровень реализации результатов ВКР или степень проработанности предложений по технической реализации основных результатов ВКР на основе современных технологий и элементной базы;
- уровень практической значимости и возможности реализации основных результатов ВКР в интересах повышения эффективности боевого применения, совершенствования тактико-технических и эксплуатационных характеристик находящихся на вооружении и перспективных образцов ВВСТ.

Здесь уместными будут вынесение на всеобщее обозрение результатов в виде актов реализации исследований, приведение названий или списка публикаций, свидетельств о регистрации программ для ПЭВМ и др.

«**Качество оформления ВКР**» оценивается по двухбалльной шкале: «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». Обязательно контролируется выполнение требований к оформлению текста пояснительной записки, а именно:

- умение выполнять пояснительную записку, графические и иллюстративные материалы с соблюдением в них требований ГОСТов, ЕСКД и ЕСПД, нормативно-технических и руководящих документов, положений и требований технической эстетики;
- умение излагать текстовые материалы грамотно и логично, правильно оформлять ссылки.

Вторая группа показателей ориентирована на определение качества защиты ВКР: проверяются форма доклада, содержание доклада, знание документов, правильность и полнота ответов, уровень культуры (табл. 2).

Таблица 2

Шкалы и критерии итоговой оценки показателей качества защиты ВКР

Показатель	Шкала и критерии оценивания			
	«отлично»	«хорошо»	«удовлетворительно»	«неудовлетворительно»
Содержание доклада	«удовлетворительно»			Не выполнены условия на оценку «удовлетворительно»
Форма доклада	Все показатели оценены на «отлично»; один из показателей оценен на «хорошо», остальные – на «отлично»	Все показатели оценены на «хорошо»; один из показателей оценен на «удовлетворительно», остальные – на «хорошо» и «отлично»; один из показателей оценен на «отлично», остальные – на «хорошо»	Все показатели оценены на «удовлетворительно»; не более чем по одному из показателей получена оценка «удовлетворительно»	
Знание документов				
Правильность и полнота ответов				
Уровень культуры	«удовлетворительно»			

Перечисленные показатели оценивают навыки публичного выступления, умение быть коммуникабельным, контактным, гибко адаптироваться в изменяющейся обстановке, отвечать на задаваемые в ходе защиты ВКР вопросы.

Показатель **«содержание доклада»** оценивается по двухбалльной шкале: «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». Важную роль в подготовке выпускника к оцениванию по данному показателю играет научный руководитель, так как после проверки ВКР он оказывает помощь обучающемуся в составлении плана доклада на защите, требует его письменного изложения, корректирует доклад, нацеливает на вопросы из смежных областей.

Показатель **«форма доклада»** оценивается по шкале «отлично» / «хорошо» / «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». При этом контролируются: свободное и уверенное изложение материала; четкость мысли; корректность и правильность использования научно-технических и оперативно-тактических понятий и терминов; лаконичность; свободное и уверенное использование графического, иллюстративного материала.

Показатель **«знание документов»** оценивается на основании демонстрации аттестуемым твердого знания требований нормативно-технических и руководящих документов, тактико-технических характеристик отечественных и зарубежных образцов вооружения и военной техники применительно к специальности подготовки и тематике ВКР.

Показатель **«правильность и полнота ответов»** оценивается по шкале «отлично» / «хорошо» / «удовлетворительно» / «неудовлетворительно», при этом контролируется, насколько четкие, полные и правильные даются ответы.

Показатель **«уровень культуры»** оценивается по двухбалльной шкале: «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». При этом контролируются: внешний вид курсанта; выправка; культура его поведения и речь; умение владеть собой.

Общая оценка, выносимая каждым членом государственной экзаменационной комиссии индивидуально, складывается из оценок качества выполнения и качества защиты выпускной квалификационной работы по определенным правилам (табл. 3).

Таблица 3

Правила выставления общей оценки

Показатель качества	Общая оценка			
	«отлично»	«хорошо»	«удовлетворительно»	«неудовлетворительно»
Разработки ВКР	Качество разработки и защиты ВКР оценено на «отлично»; качество разработки ВКР оценено на «отлично», а качество защиты ВКР оценено на «хорошо»	Качество разработки и защиты ВКР оценено на «хорошо»; качество разработки ВКР оценено на «хорошо» или «отлично», а качество защиты ВКР оценено не ниже чем на «удовлетворительно»	Качество разработки ВКР оценено на «удовлетворительно», а качество защиты ВКР оценено на «удовлетворительно», «хорошо» или «отлично»	Качество разработки или защиты ВКР оценено на «неудовлетворительно»
Защиты ВКР				

Следует обратить особое внимание на тот факт, что некоторые показатели, такие, как **«актуальность»**, **«качество оформления»**, **«содержание доклада»** и **«уровень культуры»**, оцениваются в двухбалльной шкале: «удовлетворительно» / «неудовлетворительно». Учитывая это, уровни оценивания сформированности компетенций на защите выпускной квалификационной работы могут быть сформированы в каждой конкретной ситуации следующим образом:

- с учетом значений среднего балла, если каждый показатель оценивается по четырехбалльной шкале;
- с учетом получения удовлетворительной оценки части показателей, оцениваемых по двухбалльной шкале, и значений среднего балла по показателям, которые оцениваются по четырехбалльной шкале.

Результаты выполнения и защиты ВКР определяются оценками «отлично», «хорошо», «удовлетворительно» и «неудовлетворительно».

Оценка за защиту ВКР складывается из двух оценок:

- оценки качества выполненной работы;
- оценки качества ее защиты.

В зависимости от среднего балла по показателям, которые оцениваются по четырехбалльной шкале, при условии получения удовлетворительной оценки по двухбалльной шкале, определяются следующие уровни сформированности компетенции: компетенция сформирована на высоком уровне, компетенция сформирована, компетенция сформирована в основном, компетенция не сформирована. Пример оценивания компетенции приведен в табл. 4.

Итоговая оценка по результатам выполнения и защиты выпускной квалификационной работы определяется на закрытом заседании экзаменационной комиссии простым большинством голосов членов комиссии, участвующих в заседании, при обязательном присутствии председателя комиссии или его заместителя [4].

При равном числе голосов председатель комиссии (или заменяющий его заместитель председателя комиссии) обладает правом решающего голоса.

При несогласии с принятой экзаменационной комиссией итоговой оценкой любой член экзаменационной комиссии имеет право занести в протокол свое особое мнение.

Таблица 4

**Уровни оценивания качества сформированности компетенций
на защите выпускной квалификационной работы**

Индекс компетенции	Оцениваемый показатель	Уровни сформированности компетенций			
		Компетенция сформирована на высоком уровне	Компетенция сформирована	Компетенция сформирована в основном	Компетенция не сформирована
Способность к логическому мышлению, обобщению, анализу, критическому осмыслению, систематизации, прогнозированию, постановке исследовательских задач профессиональной деятельности и выбору путей их решения	«актуальность»; «уровень обоснованности решений»; «форма доклада»; «уровень культуры»	«актуальность» и «уровень обоснованности решений» оценены на «удовлетворительно», средний балл по остальным показателям больше либо равен 4,5	«актуальность» и «уровень обоснованности решений» оценены на «удовлетворительно», средний балл по остальным показателям меньше 4,5 но больше или равен 4,0	«актуальность» и «уровень обоснованности решений» оценены на «удовлетворительно», средний балл по остальным показателям меньше 4,0 но больше или равен 3,0	Средний балл по показателям меньше 3,0 или выставлена оценка «неудовлетворительно» по одному из показателей

Предложенный научно-методический аппарат и рассмотренный подход к оцениванию выпускной квалификационной работы по специальности «Применение и эксплуатация автоматизированных систем специального назначения» в ходе государственной итоговой аттестации обучающихся в военном вузе не является догмой, носит обобщенный характер. Количество показателей, их качественный состав и содержание рассматриваемых на этапе подготовки и защиты ВКР может быть иным в зависимости от особенностей подготовки выпускника.

Список используемых источников

1. Об утверждении Порядка проведения государственной итоговой аттестации по образовательным программам высшего образования – программам бакалавриата, программам специалитета и программам магистратуры: приказ Министерства образования и науки РФ от 29 июня 2015 г. № 636. – URL: www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/71045690 (дата обращения: 31.01.2018).
2. О мерах по реализации отдельных положений статьи 81 федерального закона от 29 декабря 2012 г. № 273-ФЗ «Об образовании в Российской Федерации»: приказ Министра обороны Российской Федерации № 670 от 15 сентября 2014 года // Российская газета [федеральный вып.]. – 2014. – Вып. № 6570 (298). – URL: <https://rg.ru/2014/12/30/minoborony-dok.html> (дата обращения: 31.01.2018).
3. Методические рекомендации по проведению государственной итоговой аттестации по образовательным программам высшего образования – программам специалитета, программам магистратуры, образовательным программам среднего профессионального образования в военных образовательных организациях высшего образования и профессиональных образовательных организациях Министерства обороны Российской Федерации в 2018 году. – МО РФ, 2017. – 31 с. – Исх. 173/УВО/2/38606.
4. Программа государственной итоговой аттестации по специальности «Применение и эксплуатация автоматизированных систем специального назначения», по военной специальности «Автоматизированная обработка и анализ информации космических средств». Защита выпускной квалификационной работы. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017.

5. Обзор результатов государственной итоговой аттестации выпускников военных образовательных организаций высшего образования Министерства обороны Российской Федерации в 2015 году: приложение № 2 к указаниям начальника Главного управления кадров Министерства обороны Российской Федерации от 27 ноября 2015 г. – МО РФ, 2015. – 22 с. – Исх. № 173/УВО/2/7163.

6. Технологии профессионально-ориентируемого обучения: учеб. пособие / И.Ю. Воронков, Н.С. Кужекин, Н.А. Репях, Ю.Г. Саховых, А.Н. Хрустова, В.Н. Чапагин; под ред. Н.С. Кужекина. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. – 140 с.

А.И. Копылов,
адъюнкт ВАГШ ВС РФ, г. Москва

ПРИМЕНЕНИЕ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКОЙ РАЗВЕДКИ В ВОЕННЫХ КОНФЛИКТАХ В ЗОНЕ ПЕРСИДСКОГО ЗАЛИВА (1990–2003)

В статье проведен краткий военно-исторический анализ процесса применения командованием вооруженных сил США средств космической разведки в интересах Многонациональных сил в ходе военных действий против иракской армии в зоне Персидского залива в период с 1991 по 2003 год. Автором даны некоторые подходы в области оценки эффективности функционирования основных космических систем военного и гражданского назначения. Раскрыты формы и способы их использования в условиях сложной горно-пустынной обстановки в указанный исторический период. Отмечены как положительные, так и отрицательные стороны в их функционировании и применении.

Ключевые слова: средства космические разведки (видовой, радиолокационной, радио- и радиотехнической), космический аппарат, Объединенное центральное командование, многонациональные силы, оценка результативности нанесения ракетно-бомбовых ударов, система метеорологического обеспечения (метеоразведки), система предупреждения ракетного нападения.

Появление средств космических разведки (СКР) относится к началу 1950-х годов (разгару «холодной войны» между США и СССР). Повышение эффективности советской системы ПВО/ПРО привело США к осознанию того факта, что традиционные воздушные методы сбора разведывательной информации уже не соответствовали требованиям безопасности, своевременности и точности. В связи с этим в Соединенных Штатах в годы президентства Д. Эйзенхауэра были начаты главные разведывательные программы, связанные с возможностью выполнения высотной видовой разведки с помощью космических спутников по программе *Corona*.

К началу 1970-х годов основные разведывательные программы США, ориентированные на развитие космических систем (КС), достигли высокого уровня развития. Это было вызвано тем, что СКР обладали независимостью от естественных условий и высокой надежностью. Используя эти преимущества, СКР стали активно использоваться в сфере контроля за распространением вооружений и в ходе многочисленных локальных войн и вооруженных конфликтов с участием группировок вооруженных сил (ВС) США и их союзников в различных регионах мира для получения необходимой разведывательной информации о противнике.

Во время проведения военной операции «Щит пустыни» (1990) командованием Многонациональных сил США была создана группировка СКР в основном за счет длительного перевода спутников на другие орбиты. Она включала до шести спутников оптико-электронной разведки (ОЭР) типа *KH-11 (Key Hole)*, один космический аппарат (КА) радиолокационной разведки (РЛР) *Lacrosse*, три КА радио- и радиотехнической разведки (РПТР) типа *Magnum* и *Vortex*, один-два КА обнаружения пусков межконтинентальных баллистических ракет типа *DSP*, спутники метеоразведки и некоторые другие.

Наряду с данными военных спутников в интересах командования Многонациональных сил использовались фотоснимки, полученные с коммерческих спутников разведки природных ресурсов *Landsat* (США) и *SPOT* (Франция). Данные с этих КА использовались в основном для корректировки цифровых карт местности в системах самонаведения крылатых ракет *Tomahawk* и оценки результатов ракетно-бомбовых ударов [1].

Руководство Многонациональных сил (МНС) определило, что во время планирования операций важно иметь своевременную информацию о погоде со спутников метеоразведки. Поэтому в зоне Персидского залива во время конфликта командование ВС США в среднем располагало на орбите одновременно до шести метеорологических КА. В их состав входили

три военных спутника системы *DMSP* («Программа использования метеорологических спутников Министерства обороны США» (англ. Defense Meteorological Supply Program); система военных метеорологических спутников), расположенные на полярных солнечно-синхронных орбитах, два КА *TIROS*¹ Национального управления по проблемам океана и атмосферы (NOAA), находившиеся на полярных орбитах, а также гражданский геостационарный спутник *GOES*. Силы коалиции получали еще и данные о состоянии погоды с японского метеорологического спутника системы *GMS*, двух европейских КА *Meteosat*, а также 12 российских КА «Метеор», расположенных на полярной орбите. Как военные, так и гражданские спутники играли очень важные роли, так как они часто дополняли покрытие друг друга.

Система *DMSP* в ходе применения в зоне Персидского залива доказала, что она являлась наиболее полезной системой в ходе обеспечения снимками с изображением непрозрачности облачного покрова, а также данными измерений температуры, влажности в ходе своих пролетов над территорией Персидского залива дважды в день. В самом начале операции «Щит пустыни» конфигурация КА системы *DMSP* состояла из стандартной орбитальной группировки (ОГ), насчитывавшей всего два КА, к которым менее чем за месяц до начала военной операции «Буря в пустыне» прибавился еще один [2, 3].

Снимки и данные, переданные с трех спутников *DMSP*, помогли разрабатывать графики в реальном режиме времени, принимать точные решения по целеуказанию при выполнении разведывательных и тактических задач, а также оказанию поддержки при оценке результативности бомбового поражения. Отчеты, полученные с помощью системы *DMSP*, доказали свою ценность для успешного поражения целей при использовании высокоточной лазерной подсветки и оптической артиллерии, которые зависели от наличия ясной погоды, необходимой для точности целеуказания [4, 5, 6].

Система *DMSP* помогала при смене мест дислокации войск во время проведения наземной фазы операции, а также смогла предсказать и отследить ливневые дожди и песчаные бури, очаги горящей нефти, нефтяные разливы и наличие облачности. Командующий Объединенного центрального командования ВС США генерал Н. Шварцкопф (1988–1991) всегда имел в наличии самые последние данные системы *DMSP*, необходимые для принятия решений [7].

Спутники метеоразведки использовали один из способов осуществления КР и контроля состояния окружающей среды при ведении боевых действий в зоне Персидского залива. Другим способом являлось использование широкополосной и многоспектральной съемки (multi-spectral imagery – MSI), получаемой от КС для подготовки точных карт, а также обеспечения дешифрования местности. Снимки многоспектральной съемки *MSI* отражали характеристики, лежавшие за пределами видимого человеком спектра, включая изменение спектра, являвшегося следствием воздействия помех, исходивших от атмосферы Земли. В зоне Персидского залива, где точных карт планирования операции не существовало, мультиспектральная съемка была особенно полезна для всех видов ВС США [8].

Для многоспектральной съемки и широкополосного покрытия зоны проведения операций силы Коалиции полагались на два гражданских КА – *Landsat 4* и *Landsat 5* Министерства торговли США, а также французскую систему разведки земельных ресурсов *SPOT* (Satellite Probatoire d'Observation de la Terre / Exploratory Satellite for Earth Observation). Обе эти системы обеспечивали наблюдение в широкой области ведения боевых действий, недоступное при использовании сенсоров высокого разрешения, установленных на борту спутников национальной разведки США. У двух КА *Landsat* на съемку каждой половины Земли уходило по 16 дней в семи различных диапазонах спектра с пространственным разрешением, равным 30 м. Их способность снимать полосу шириной 185 км за каждый пролет способствовала созданию широкого поля обзора, позволявшего специалистам-картографам создавать карты,

¹ *TIROS* (Television InfraRed Observation Satellite) – американский метеорологический спутник. Первый в мире успешно работающий метеорологический спутник, разработан для проверки возможности получения и использования фотографий облачного покрова со спутников.

имеющие масштаб, приблизительно равный 1:80 000. Спутники *SPOT*, хотя и не обладали возможностями многоспектральной съемки MSI, выполняли свои функции похожим образом. Первый сенсор *SPOT* использовал три разных диапазона с разрешением 20 м, а также один 10-метровый панхроматический диапазон, предназначенный для достижения картографического масштаба 1:25 000. В отличие от *Landsat*, у спутников *SPOT* на съемку одного полушария уходило 26 дней, а ширина его полосы позволяла измерить приблизительно 60 км. Собственники обеих систем требовали от пользователей приобретать запрошенные снимки и воздерживаться от передачи их третьим лицам. Военное командование Многонациональных сил, обеспокоенное тем, что у Ирака могла появиться возможность получения мультиспектральных снимков, убедила официальных представителей *Landsat* и *SPOT* не допускать появления такой возможности у иракских властей в период с августа 1990 по март 1991 года [9, 10].

Топографический батальон Сухопутных войск США прибыл в зону Персидского залива с картами, изготовленными на базе снимков *Landsat* 1987 года, которые требовали срочного и полного обновления. К ноябрю 1990 года его силами были установлены три оперативные рабочие станции мультиспектральной съемки и был начат прием новых снимков. Однако военному командованию так и не удалось до конца проработать систему доставки отснятых снимков в интересах дислоцированных на ТВД воинских подразделений даже к концу января 1991 года. Это вызывало определенные опасения, что не всем подразделениям ВС США хватит достаточного количества времени на их полноценное использование в своих интересах [11].

Военно-воздушные силы (ВВС) США полагались на снимки, полученные с помощью системы *Landsat* в различных целях, включая строительство масштабных аэродромов в Саудовской Аравии. Специалисты занимались преобразованием снимков, полученных с помощью *Landsat*, в инженерные чертежи, необходимые при осуществлении планирования и строительства некоторых крупнейших в мире авиабаз. При планировании операций и отработке последующих действий как ВВС, так и Корпус морской пехоты (КМП) США предпочитали использовать снимки системы *SPOT* благодаря имевшемуся у нее 10-метровому разрешению. В сентябре 1990 года ВВС США закупили значительное количество снимков, полученных с КА *SPOT*. Сухопутные войска (СВ) США не смогли их использовать из-за отсутствия соответствующего заранее утвержденного финансирования, что привело к отсутствию доступа к данным системы *SPOT* у их подразделений во время ведения военных действий в зоне Персидского залива. По оценочным данным, Пентагон потратил почти 6 млн долларов на проведение съемки поверхности Земли с помощью КА *Landsat* и *SPOT* [12].

Во время военной операции «Щит пустыни» войска коалиции Многонациональных сил получили уверенность в том, что мультиспектральная съемка могла предоставить непосредственную поддержку при ведении военных действий. Помимо ее использования в процессе подготовки точных карт при анализе местности, а также при планировании нанесения ударов это позволяло руководству Объединенного центрального командования (ОЦК) ВС США быть в курсе практически любой иракской активности. Путем сравнения снимков, полученных с помощью системы *Landsat* в августе и декабре 1990 года, вдоль кувейтско-саудовской границы были выявлены признаки проведения активных земляных работ. В то же самое время Разведывательное управление МО США пресекло возможные утечки данных системы *Landsat* о кувейтско-иракско-саудовской границе со стороны американских СМИ, которые могли раскрыть планы по наращиванию войск для предстоящего наступления ВС США на левом фланге в самом начале военной операции.

КА *Landsat* и *SPOT* также играли значительную роль в процессе планирования операции «Щит пустыни», их снимки помогли проводить операции при ведении военных действий в тактическом звене управления. Особые возможности измерительной аппаратуры КА *SPOT* оказались весьма полезными для инженеров, которые смогли осуществить настройку оптических снимков при отклонении от надира (трассы полета). Это позволяло просматривать любое место почти на расстоянии 1000 км по обе стороны относительно траектории спутни-

ка. В результате нормальный период до повторного захода на заданное положение мог быть уменьшен с 26 дней до двух. Воздушные экипажи в зоне Персидского залива пользовались базой данных, содержащей стереоскопические изображения, при подготовке маршрутов полета и осуществлении налетов на цели.

Помимо вклада в широкополосное наблюдение КА *Landsat* и *SPOT*, получивших общеизвестную положительную оценку, разведывательные спутники США также играли очень важную роль при проведении КР как важного вида боевого обеспечения. При этом основная задача заключалась в адаптации их стратегических возможностей к имевшимся тактическим требованиям. Широко сообщалось о том, что секретная разведывательная программа, находившаяся под управлением Национального разведывательного управления, использовала как КА ОЭР *КН-11*, так и спутники РЛР *Lacrosse*, предназначенные для сбора разведывательных данных в ходе военной операции «Буря в пустыне» в зоне Персидского залива [13]. КА видовой ОЭР типа *КН-11* первых моделей были способны осуществлять фотографирование земной поверхности в дневное время, а последних моделей – и в ночное время с разрешающей способностью до 0,15 м. Периодичность пролета одного спутника над зоной разведки – до нескольких часов (высота орбиты КА *КН* – 550–950 км) [14]. Благодаря их многоспектральным оптическим датчикам КА *КН*, как сообщалось, был способен получать разрешение, приближенное почти к 10 см в часы дневного света при ясной погоде [15]. Однако спутники данного типа были малоэффективны в условиях ограниченной видимости. В отличие от них КА РЛР *Lacrosse* обеспечивали круглосуточное ведение разведки при любых условиях видимости, включая сплошную облачность, задымление и песчаные бури [16]. Они позволили войскам МНС в зоне Персидского залива получать снимки с разрешением 1–1,5 м днем и ночью, при любой погоде [17, 18], а установленная на них аппаратура позволяла обнаруживать объекты, скрытые под песками на глубине до 5–6 м. Периодичность пролета спутника над зоной разведки – до 1 сут., высота орбиты – 750 км [19].

Изображения объектов, полученных с помощью КА *КН* и *Lacrosse*, передавались в цифровой форме на наземные центры приема и обработки данных, расположенные на территории США и за рубежом (основной – в Форт-Бельвуар, штат Вирджиния). Анализ радиолокационных изображений, подлежащих детальной обработке, осуществлялся в Национальном центре дешифрирования данных видовой разведки Центрального разведывательного управления (ЦРУ) США. Затем информация по каналам спутниковой связи поступала в войска на удаленные ТВД. При указанном цикле время доведения информации до потребителя обычно составляло не более 1 ч с момента сброса с КА.

Для сокращения времени доведения информации и повышения оперативности использования данных видовой КР в планировании ракетно-бомбовых ударов по военным объектам в зону Персидского залива были переброшены 12 наземных мобильных станций приема и обработки данных. Эти станции, развернутые в частях тактической авиации, позволяли принимать и преобразовывать необработанные сигналы, передаваемые непосредственно с разведывательных спутников или ретранслированные по каналам спутниковой связи после сброса на стационарные центры приема и обработки. Время с момента сброса информации до ее поступления в информационно-аналитический орган соответствующего разведывательного подразделения на ТВД сокращалось до 10 мин.

КА типа *Magnum* и *Vortex* вели разведку с геостационарных орбит и предназначались для ведения РРТР в УКВ-, СВЧ- и микроволновых диапазонах волн. Для приема информации на территории США и за рубежом была развернута сеть стационарных центров приема и обработки данных, основной из которых находился в Форт-Мид, штат Мэриленд. Передаваемая со спутников информация анализировалась и обобщалась в соответствующих подразделениях управления национальной безопасности, после чего передавалась в войска на удаленные ТВД. Также существовала возможность приема наземными мобильными станциями приема и обработки данных РРТР без предварительного преобразования передачи сигналов.

Заявки на использование СКР в интересах командования МНС подавались штабом ОЦК через соответствующий Комитет разведывательного сообщества США. По оценке командующего ОЦК ВС США, сильной стороной КР являлась точность данных о местоположении и характере целей противника. В качестве же слабой стороны отмечалась малая эффективность разведывательных КА в выдаче точных оценок состояния противника, эффективности огневого поражения, представления о его намерениях по использованию вооруженных сил. Было также указано на невысокий уровень взаимодействия КР с другими видами разведки. Отмечались сложность и неупорядоченность по степени значимости, несмотря на большие объемы поступления информации в штабы и войска на ТВД.

Командиры соединений и подразделений ВС США при ведении боевых действий обычно предпочитали пользоваться широкоугольными снимками гражданских спутников благодаря их более широкомасштабной детализации, полученной с помощью средств сбора разведывательных данных. Также во многих случаях эти КА позволяли с помощью снимков проводить известный анализ повреждений после нанесения ракетно-бомбовых ударов. Способность осуществлять детализированную оценку эффективности нанесенных воздушных ударов в условиях применения в том числе и высокоточного оружия (ВТО) сделала излишней необходимость проведения воздушных разведывательных полетов над зонами расположения целей с высокой плотностью средств ПВО противника. Разведывательные КА также внесли свой вклад в ход выполнения одной из самых сложных задач военной операции, связанной со вскрытием местоположений иракских мобильных установок с оперативно-тактическими ракетами (ОТР) «Р-17Э» (кодовое обозначение ЦРУ – *Scud*), с целью их уничтожения, до того как их могли засечь КА раннего предупреждения системы *DSP*².

Таким образом, к середине января 1991 года, накануне начала боевых действий, военно-космическим сообществом США (за пять месяцев с начала военной операции «Щит пустыни») был проделан большой объем работ, направленных на повышение возможностей своих космических сил в целях выполнения космических операций на территории Ближнего Востока. Это было связано со сложностями перевода СКР стратегического назначения для выполнения оперативно-тактических и тактических задач. Непосредственное окончание большинства запланированных и проведенных в ходе военной операции «Щит пустыни» мероприятий по изменению параметров орбит большинства военных спутниковых систем было закончено практически в течение месяца, накануне начала военной операции «Буря в пустыне». Это позволяет говорить об установлении прямой зависимости эффективности действий контингентов американских и союзнических войск от специальных и обеспечивающих возможностей спутниковых систем навигации, связи, метеорологического обеспечения, разведки, а также предупреждения о ракетном нападении как военного, так и двойного назначения. Без них ВС США, уступавшие Армии Ирака в численности и мощности вооружений, не смогли бы одержать над ними победу.

После окончания военной операции «Буря в пустыне» военно-политическое руководство США все больше стало осознавать, что массовая компьютеризация, внедрение и развитие информационных технологий привели к резкому рывку вперед в образовании, науке, социальной жизни и военном деле. Информация превратилась в глобальный, неисчерпаемый ресурс человечества [20]. Данная тенденция проявилась и в ходе военной операции «Лис пустыни» (17–20 декабря 1998), проведенной объединенной группировкой войск США и Великобритании.

К декабрю 1998 года в зоне Персидского залива уже были сосредоточены значительные силы группировки союзников, к усилению которой они приступили с 11 декабря, а 13 декабря – непосредственно в зоне ответственности ОЦК. Одновременно с нанесением ра-

² С другой стороны, генерал Шварцкопф в его торжественной речи перед Конгрессом не был удовлетворен отчетами с оценкой нанесенного ущерба, которые он получал от разведывательного сообщества США (см.: *Military Lessons of the Gulf War. Part II. Diplomacy.* – P. 152).

кетно-бомбовых ударов продолжалось наращивание разнородных группировок войск США и Великобритании.

Решение на применение военной силы против Ирака было принято президентом США за 8–10 дней до начала военной операции «Лис пустыни» [21]. Принимая во внимание краткосрочность подготовительного этапа перед началом военной операции, решительность и готовность показать всему миру стремление США закрепить свои позиции в зоне Персидского залива и на Ближнем Востоке, в сравнении со сроками, которые имелись во время проведения военной операции «Щит пустыни», можно сделать вывод, что за семь лет в ВС США был проведен ряд значительных мероприятий, направленных на доведение до круглосуточного режима обеспечения трехмерного покрытия системы GPS, повышение оперативности передачи данных от КА (разведки, метеорологического обеспечения), и ряд других мероприятий по совершенствованию космического обеспечения.

Приблизительно за год до начала военной операции «Лис пустыни» была реорганизована Система метеорологического обеспечения (СМО) ВВС США. Была произведена замена предыдущей децентрализованной структуры прогноза погоды, имевшейся на каждой отдельной авиабазе, на централизованную. Благодаря этому стала возможной перестройка функций метеорологического обеспечения на всех трех уровнях (тактическом, оперативном и стратегическом) [22]. Это позволило обеспечить «бесшовное аэрокосмическое метеорологическое обеспечение ВС США, снизить расходы ВВС США на поддержание инфраструктуры и улучшить услуги по предоставлению сведений о состоянии космического пространства» [23], т. е. так называемой «космической погоды».

К моменту начала военной операции «Лис пустыни» в декабре 1998 года ввиду скоротечности принятия решения на начало операции, ее небольшой продолжительности и немногочисленности задействованного контингента Сухопутных и Морских войск (сил) США и Великобритании (так как наземная фаза операции не планировалась) отдельных подготовительных мероприятий по созданию ОГ не проводилось. Успеху данной операции во многом способствовало применение сил и средств разведки, включавших космическую, воздушную, наземную и морскую составляющие, до начала и в ходе операции [24]. Из 96 намеченных целей 73 получили существенные разрушения [25]. Оценка результативности нанесенных массированных ракетно-авиационных ударов, контроль за обстановкой осуществлялись с помощью КА ОЭР типа *КН-11*, РЛР *Lacrosse* и воздушной фоторазведки.

После начала нанесения первых ударов по Ираку в ночь с 17 на 18 декабря 1998 года на последовавшей через час пресс-конференции было отмечено «совместное применение подразделений КМП, ВМС и ВВС, а также Объединенного космического командования ВС США» [26].

Встречаются разные оценки результатов действий коалиционной группировки. Безусловно, их эффективность надо считать достаточно высокой. По составу и средствам созданная США и Великобританией в 1998 году группировка войск для действий против Ирака была почти в 10 раз меньше группировки Многонациональных сил, созданной в 1991 году для освобождения Кувейта от иракской оккупации.

Тот факт, что, по сути, коалиционная группировка войск США и Великобритании имела оперативно-тактический состав, позволил планировать и организовывать военные действия группировки войск США и Великобритании в форме интенсивной и скоротечной воздушной наступательной операции [27].

Несмотря на значительно меньшую коалиционную группировку войск США и Великобритании (почти в 10 раз по сравнению с объединенными войсками Многонациональных сил), в 1991 году за двое суток операции в зоне Персидского залива были развернуты силы и средства, которые по своим боевым возможностям намного превосходили имевшиеся до начала военной акции [28].

В ходе проведения военной операции «Лис пустыни» были проведены испытания ракетного вооружения, в том числе модернизированных крылатых ракет воздушного базирования

(КРВБ), разведывательно-информационной системы ТВД и т. п. в боевых условиях с целью дальнейшего развития и принятия на вооружение данных образцов [29].

Давая характеристику военной операции, помимо ее пропагандистского обеспечения можно отметить и высокий уровень разведывательного обеспечения [30]. Это подтверждают и слова командующего ОЦК ВС США генерала Э. Зинни (1997–2000) на итоговой пресс-конференции 21 декабря 1998 года, заявившего о значительном увеличении числа специалистов (около 10 тыс. человек), размещенных на базах по всему миру в целях оказания поддержки войскам, непосредственно принимавшим участие в военной операции (около 30 тыс. человек) [31].

Военными исследователями подмечена еще одна особенность указанной операции, которая уже подтверждала наметившуюся тенденцию современных военных конфликтов: для первых ударов боевыми беспилотными средствами в современных военных конфликтах назначались площадные стационарные объекты, координаты которых подтверждены космической и агентурной разведками. При этом цифровая карта для крылатых ракет, назначенных для поражения данных объектов, создавалась заблаговременно [32].

В ходе военной операции «Лис пустыни» не только проявились новые тенденции в характере военных действий, но и подтвердилось повышение роли разведки на этапах подготовки военных действий и, особенно, в их ходе для определения результативности огневого поражения при более активном использовании информации, получаемой с помощью СКР и агентурных данных. Для определения результативности шире использовались видеосопровождение наносимых ударов и создание цифровых карт районов предстоящих действий. Рост роли СКР подчеркивал тот факт, что их использование способствовало поражению 85% из всех уничтоженных объектов.

Ключевую роль в операции сыграло созданное в начале 1980-х годов Космическое командование ВВС США. С помощью спутниковых систем военные могли предварительно планировать отработку поставленных задач на компьютерных картах, а затем анализировать масштабы разрушений, быстро и точно определять координаты дружественных и вражеских объектов, оперативно обмениваться информацией, вести КР и т. д. В 1991 году время предупреждения о запуске иракской ракеты «Р-17Э» составляло 7 мин и военные булавками прокладывали ее курс на бумажной карте. В 1995 году была введена в строй система *ALERT*. Благодаря ей значительно повысилась оперативность предупреждения, а маршрут ракеты стал рассчитываться автоматически [33].

Помимо других космических новинок Пентагон использовал для своих целей также спутники, предназначенные для военной системы инфракрасной разведки космического базирования, которая полностью была введена в строй к 2001 году. Усилиями Космического командования ВВС США впервые удалось эффективно скоординировать действия армий двух стран (США и Великобритании) [34].

Военная операция «Лис пустыни» еще раз подтвердила, что ее успеху во многом способствовало комплексное применение сил и средств разведки, включая ее космическую составляющую, до начала и в ходе операции [35].

Результаты исследования роли КР начиная со второй половины 1990-х годов подтверждают наличие прямой зависимости от нее достижения успешных результатов при проведении ВС США военных операций в зоне Персидского залива при одновременном уменьшении численности войск, непосредственно дислоцированных на удаленном ТВД. Причем для этого использовались уже заранее созданные ОГ, в основном без каких-либо особых коррекций, главным образом за счет ранее отработанных мероприятий по повышению надежности СКР, оперативности доведения разведывательных данных и внедрению в войска групп космического обеспечения (ГКО) в составе около 600 человек [36]. Благодаря этому ВС США удалось устранить выявленные ранее многочисленные недостатки и повысить количественно-качественные характеристики своих космических сил и средств, что не замедлило отразиться на результатах проведения военной операции «Лис пустыни».

Космическое обеспечение разведданными в военной операции «Свобода Ираку» в 2003 году на деле оказалось еще более масштабным и интегрированным по сравнению с предыдущими операциями. Еще в ходе военной операции «Несокрушимая свобода» (2001) в Афганистане была создана новая структура – Центр объединенных воздушных операций (ЦОВО), который отвечал за ведение КР в интересах ОЦК. К декабрю 2002 года космический контур интегрированной разведки включал до шести КА видовой (оптико-электронной и радиолокационной) разведки [37]. За день до начала военных действий ОЦК впервые назначило командующего ВВС объединенных сил – генерала Моузли – на должность начальника Управления координации космических систем, сделав его ответственным за «полную интеграцию космических систем во время ведения военных действий»³.

Действительно, ко времени начала военной операции «Свобода Ираку» личный состав ЦОВО был увеличен с 672 до 1966 человек [38], что определенно свидетельствовало о максимальном увеличении численности космических сил США за все время проведения военных операций в зоне Персидского залива.

В конце февраля 2003 года на авиабазу Принц Султан (Саудовская Аравия) прибыла группа космического обеспечения (ГКО) полковника (в последующем – генерала) Джеймса для проведения мероприятий по подготовке предстоявшей военной операции.

Усилиями личного состава (специалистов) был решен ряд проблем сбора и передачи разведывательной информации до всех войск МНС в пределах зоны Персидского залива [39].

Как и на примере опыта, полученного в ходе военной операции «Несгибаемая свобода», при проведении военной операции «Свобода Ираку» было задействовано большое количество гражданских, коммерческих и военных КА, предназначенных для мониторинга за состоянием окружающей среды, составления картографической информации и метеорологического обеспечения. КА метеоразведки *DMSP* доказали свою особую важность в процессе мониторинга угроз воздействия песчаных бурь, а также гари и дыма от горящей нефти. Данные системы *DMSP* позволили прогнозистам обеспечивать подразделения погодными картами четыре раза в день. Выполняя роль центра предсказания погоды, 28-я оперативная эскадрилья метеорологического обеспечения ВВС США (авиабаза Шоу, штат Южная Каролина) получала для последующей обработки информацию с различных КА помимо других источников, включая и систему *DMSP* [40, 41, 42].

Во время проведения операции «Свобода Ираку» был выявлен и ряд проблем. Так, внимание Главного контрольно-финансового управления США во время проведенной им оценки привлек тот факт, что увеличившаяся скорость в процессе выявления новых целей и нанесения по ним ударов создавала сложности при проведении точной оценки результативности нанесения огневого поражения [43]. В выводе другого отчета говорилось, что сокращение боевого цикла (продолжительности времени между фактом идентификации цели и ее поражением) является «критически важным параметром при ведении современных высокоточных военных операций» [44].

Опыт проведения операции «Свобода Ираку» показал ключевую роль СКР США [45] как в период ведения активных военных действий, так и на этапе их подготовки, а также что они были максимально возможно интегрированы в войска. Об этом косвенно свидетельствуют и данные об увеличении в несколько раз (по сравнению с предыдущей операцией «Лис пусты-

³ См.: *James L.D.* Bringing Space to the Fight: The Senior Space Officer in Operation Iraqi Freedom // *High Frontier*. – 2005. – № 4, Vol. 1. – P. 14–16. См. подробнее действующую публикацию доктрины Доктринальный документ Военно-воздушных сил 2–2 «Космические операции» (*Air Force Doctrine Document 2–2 «Space Operations»*) от 27 ноября 2006 года; см.: *Krepinevich A.E.* Operation Iraqi Freedom: A First-Blush Assessment (Washington, D.C.: Center for Strategic and Budgetary Assessments, 2003). – P. 17; *Scott W.B., Co-vault Cr.* High Ground Over Iraq // *Aviation Week & Space Technology* (June 8, 2003). – URL: http://www.aviationweek.com/aw/search/autosuggest.jsp?docid=3655&u...Fchannel_awst_story.jsp%3Fview%3Dstory%26id%3Dnews%2F06093top.xml (дата обращения: 27.05.2007); *Moseley M.* Operation Iraqi Freedom – By the Numbers // *USCENTAF*. – 30 April, 2003. – P. 3.

ни»), количества специалистов космических сил непосредственно на удаленном ТВД. При этом активно использовались как уже давно проверенные военные СКР, так и их гражданские (двойного назначения) аналоги.

Таким образом, применение СКР при проведении военных операций в зоне Персидского залива позволяет установить не только резкое увеличение эффективности ведения военных действий с их применением, но и наличие устойчивой зависимости ВС США от них. Данный опыт может быть обязательно учтен при проведении военных операций ВС РФ на удаленных ТВД в сложных условиях горно-пустынной местности, а также быть полезен при подготовке специалистов по учебным дисциплинам «Разведка», «Маскировка» и для повышения общего уровня профессионально-должностной подготовленности российских военнослужащих и гражданского персонала.

Список используемых источников

1. Особенности ведения разведки – URL: <http://www.dogswar.ru/forum/viewtopic.php?f=13&t=955&start=300> (дата обращения: 09.10.2016).
2. Day D.A. A review of recent American military space operations. – P. 472.
3. Point paper on DMSP performance in Desert Storm // USSPACECOM/SPJ30S. – 20 February 1992.
4. Moorman Th.S., Jr. Military space systems utility. Speech delivered to the 28th Space Congress, Cocoa Beach, Florida, 24 April 1991. – P. 8.
5. Satcoms success story // Space Markets. – 1991. – Vol. 4. – P. 11.
6. Space Contribution to weather support // AFSPACECOM, Desert Storm “Hot Wash”, 12–13 July 1991.
7. DMSP Performance in Desert Storm // USSPACECOM/SPJ30S. – 22 February 1992.
8. Department of Defense, Final report to Congress, Conduct of the Persian Gulf War, Appendices A–S, April 1992. – P. K–40, K–41.
9. The Ultimate High Ground: Space Support to the Army. – P. 9–13.
10. Anson P., Cummings D. The First Space War. – P. 52–53.
11. The Ultimate High Ground: Space Support to the Army. – P. 9–13.
12. Civil remote-sensing data played key Gulf War role // Space News. 8–14 July 1991. – P. 3, 29.
13. Spires D.N. Beyond the horizons. A history of the Air Forces in Space. 1947–2007. – P. 258.
14. Автоматические системы управления боевыми действиями. – URL: <http://www.dogswar.ru/forum/viewtopic.php?f=13&t=955&start=300> (дата обращения: 09.10.2016).
15. Spires D.N. Beyond the horizons. A history of the Air Forces in Space. 1947–2007. – P. 258.
16. Автоматические системы управления боевыми действиями. – URL: <http://www.dogswar.ru/forum/viewtopic.php?f=13&t=955&start=300> (дата обращения: 09.10.2016).
17. Day D.A. A review of recent American military space programs in the Post-Cold War Era. – P. 8–9.
18. Anson P., Cummings D. The First Space War. – P. 50–51.
19. Автоматические системы управления боевыми действиями. – URL: <http://www.dogswar.ru/forum/viewtopic.php?f=13&t=955&start=300> (дата обращения: 09.10.2016).
20. Воздушная наступательная операция «Лиса в пустыне»: Развитие теории и практики бесконтактной войны: монография / А.Д. Сивачёв, В.В. Круглов, М.И. Павлушенко, Д.Е. Кусайло, В.К. Копытко. – М.: Военная академия РВСН им. Петра Великого, 2012. – С. 6–7.
21. Там же. С 78.
22. Zapotocny J.V. Uses of satellite data in Air Force Weather Headquarters Air Force Weather Agency. – 1998. Offutt AFB, Nebraska. – P. 1.
23. Government weather manipulation exposed. – URL: http://www.ofcm.gov/fedplan/fp-fy01/pdf/sec3b_dod.pdf (дата обращения: 27.03.2016).

24. Воздушная наступательная операция «Лиса в пустыне»: Развитие теории и практики бесконтактной войны: монография / А.Д. Сивачёв, В.В. Круглов, М.И. Павлушенко, Д.Е. Кусайло, В.К. Копытко. – М., 2012. – С. 132.
25. Василев В., Рошупкин В. Сержант Кацман и генерал Шелтон докладывают. Операция «Лис в пустыне»: как это было // Граница России. – 1999. – № 2.
26. Воздушная наступательная операция «Лиса в пустыне»: Развитие теории и практики бесконтактной войны: монография / А.Д. Сивачёв, В.В. Круглов, М.И. Павлушенко, Д.Е. Кусайло, В.К. Копытко. – М.: Военная академия РВСН им. Петра Великого, 2012. – С. 84.
27. Краснов А. «Лиса в пустыне»: продолжение следует? // Армейский сборник. – 1999. – № 3. – С. 89.
28. Воздушная наступательная операция «Лиса в пустыне»: Развитие теории и практики бесконтактной войны: монография / А.Д. Сивачёв, В.В. Круглов, М.И. Павлушенко, Д.Е. Кусайло, В.К. Копытко. – М.: Военная академия РВСН им. Петра Великого, 2012. – С. 104.
29. Там же. С. 109–110.
30. Там же. С. 110.
31. Кузьмин А. Операция «Лис пустыни» // Зарубежное военное обозрение. – 1999. – № 2. – С. 15.
32. Воздушная наступательная операция «Лиса в пустыне»: Развитие теории и практики бесконтактной войны: монография / А.Д. Сивачёв, В.В. Круглов, М.И. Павлушенко, Д.Е. Кусайло, В.К. Копытко. – М.: Военная академия РВСН им. Петра Великого, 2012. – С. 113–114.
33. Там же. С. 114–115.
34. Воздушная наступательная операция «Лиса в пустыне»: Развитие теории и практики бесконтактной войны: монография / А.Д. Сивачёв, В.В. Круглов, М.И. Павлушенко, Д.Е. Кусайло, В.К. Копытко. – М.: Военная академия РВСН им. Петра Великого, 2012. – С. 119–120.
35. Там же. С. 132.
36. Hoffman T. Space plays key role in Operation Desert Fox. – URL: http://www.european-security.com/n_index.php?id=658 (дата обращения: 17.10.2017).
37. Шагов А.Е., Богданов В.Н., Пивоваров Ю.Ф. Актуальные проблемы военного искусства в войнах и вооруженных конфликтах конца XX – начала XXI века. Зарубежный опыт. – М.: ООО «Угрешская типография», 2016. – С. 182–183.
38. Moseley M. Operation Iraqi Freedom – By the Numbers // USCENTAF. – 30 April, 2003. – P. 3.
39. James L.D. Bringing space to the fight: The senior space officer in operation Iraqi Freedom // High Frontier. – 2005. – №. 4, vol. 1. – P. 14–15.
40. Там же. С. 15–16.
41. Canan J.W. Iraq and the space factor // Aerospace America online (August 2003). – URL: <http://www.aiaa.org/aerospace/Article.cfm?issuetocid=393&ArchiveissueID=41> (дата обращения: 25.02.2007).
42. Wilson J.R. Satellite communication key in Iraq // Military & Aerospace Electronics (August 2003). – URL: <http://mae.articles.printthis.clickability.com/pt/cpt?action=cpt&titl...79%26KEYWORDS%Dsatellite%2520communications%26p%3D32&partnerID=1365> (дата обращения: 31.05.2007).
43. GAO, Military Operations, June 2004. – P. 18–24, 32–34.
44. Krepnevich A.F. Operation Iraqi Freedom. – P. 16. – URL: <https://csbaonline.org/uploads/documents/2003.09.16-Operation-Iraqi-Freedom-Assessment.pdf> (дата обращения 17.10.2017).
45. James L.D. Bringing space to the fight: the senior space officer in operation Iraqi Freedom // High Frontier. – 2005. – №. 4, vol. 1. – P. 16.

Numerical simulation of the finely disperse structures evolution in the conditions of near-earth space / K.V. Alekseev, B.V. Belyaev, A.N. Dobrolubov, S.A. Odoev, D.V. Sadin // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 6–14.

The paper presents results of numerical modeling of the initial stages of the finely disperse structures evolution as continuum description in the conditions of near-earth space. We use the scheme with a customizable dissipative property, supplemented with a TVD Runge – Kutta time discretization. The system of dimensionless quantities that determine the similarity of the phenomena of gas-dispersed mixture outflow into the rare environment was obtained. We revealed main stages and regularities of the two-phase dispersed medium evolution. The calculated results were compared with natural experiment on the ejection of aluminum particles from the model generator that put by meteorological rockets to a height of 150–180 km.

Key words: numerical modeling, evolution, finely disperse structures, near-earth space.

Kobzarev I.M., Kopkin E.V. The Algorithm of Choice of Discrete Diagnostic Signs by the Information Efficiency Maximum Criterion // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 15–31.

The algorithm of flexible programs analysis of the technical state of the object according to the criterion of maximum efficiency of the information received at use of discrete diagnostic characters. The effectiveness of information is computed as the ratio of its value to the number. The numerical example of algorithm realization.

Key words: technical state analysis; information value; information efficiency; diagnostic signs.

Shavin A.S. Reflecting surfaces area calculating algorithm in space objects model is of interest to evaluate photometric characteristics // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 32–37.

Abstract: Reflecting surfaces area calculating algorithm in space objects model is of interest to evaluate photometric characteristics is presented in article. Developed algorithm is necessary for removing of invisible and shaded elementary surfaces. Its application makes it possible to determine the value of the area of the illuminated surface visible part

Key words: space object, optical-geometric model, elementary surface, photometric characteristics, the illuminated surface visible part.

The neural network model of primary processing of gnss signal by maximum-likelihood criterion / V.A. Avdeev, A.V. Nazarov, G.D. Panteleev, N.S. Rubtsov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 38–46.

The possibility of neural net classifiers application in navigation user equipment considered in the paper. Time of quasi-coherent accumulation of GNSS signal could be increased by means of classification operation at the search and acquisition stages. Boundary values for coherent and non-coherent acquisition algorithms efficiency was calculated through simulation modeling. Simulation results analyses show that equivalent spreading of initial time of non-coherent accumulation algorithm inferior to the coherent one at two dB. Periodicity and known structure of pseudo random number code allow use all possible states of ranging code and to consider full group of N possible direct and inverted pseudo random number code periods combination as training sample for classification schemes. Multi-channel acquisition task became the pattern recognition task when correlator bank replaced/complemented by multi-layer perceptron classifier. Increasing of quasi-coherent accumulation time not only compensates low power signals problem, but also allow using of classification schemes tuned to different kind of interferences, that may occur in GNSS operation band.

Key words: signal acquisition, coherent accumulation, neural net classifier, navigation user equipment, GNSS, maximum-likelihood criterion.

Nazarov A.V., Rubtsov N.S. Comparison of reliability of functioning for neural network-based and multi-channel correlation-based recurrent sequences discrimination schemes in conditions of limitation on computing costs // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 47–57.

Characteristics of artificial neural network-based and multi-channel correlation-based pseudo-random sequences discrimination schemes considered in the paper. Application of the such schemes allow to implement the procedure for estimating non-energy parameters of receiving signal per clock cycle. This provide fast synchronization with signal for several radio-systems. Analysis of number of weighted summation operations required for implementation of various latency differentiation schemes was performed.

It is established that neural network-based discrimination schemes require less calculations to provide specified signal-to-noise ratio. Saving on computing costs allows to accumulate a larger number of signal periods for increasing of signal discrimination reliability.

Key words: pseudo-random sequence, signal discrimination, neural net classifier, evaluation of computing costs.

Afonin D.G. Detection of computer attacks based on classification of harmful code fragments // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 58–66.

The article is devoted to the detection of malicious fragments of computer code used by hackers to break into computer systems. Also, a classification of the characteristics of harmful effects is presented. A model of the signs of malicious fragments of the computer code has been developed.

Key words: exploit, malicious code fragments, signs of harmful effects, vulnerability, computer security.

Krupskiy K.A., Radionov N.V. The method of motion parameters estimation of the test object at the end of the flight path // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 67–73.

The developed method of motion parameters estimation of the test object at the end of the flight path with the use of a minimally redundant measurement information obtained using opto-electronic means of trajectory measurements from structure of the polygon measuring complex end of the test site in order to improve the accuracy and efficiency of obtaining estimates of motion parameters of the test object by such means of experimental testing base.

Key words: test object, parameters of motion, polygon measuring complex, means of trajectory measurements, angular coordinate, experimental testing base.

Forming of the efficient management system of ecological safety of the armed forces of the Russian Federation / Y.A. Letuchiy, A.V. Novikov, A.S. Tymoshchuk, P.V. Shabalin // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 74–81.

The authors propose to implement a process approach for efficient management system of ecological safety of the armed forces of the Russian Federation. Efficiency of the management system of ecological safety of the armed forces of the Russian Federation is being formed by three indicators: indicator of the effective management, indicator of the effective functioning and indicator of the environmental conditions. Proposals based on the ecological management standards GOST R ISO 14001, 14004, 14031.

Key words: ecological safety control, efficient management system, a process approach, ecological management, indicators of the efficiency.

Turkin A.A. Model of the complex of forecasting meteorological conditions of visibility of ground objects // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 82–91.

For meteorological support of unmanned aircraft in areas where there are no regular meteorological observations are required invariant models that when planning flight routes, the preparation of flight missions of unmanned aerial vehicles (UAV) allow us to obtain estimates of meteorological parameters. It is most difficult to predict the parameters that characterize the transparency of the atmosphere, as well as dangerous phenomena, such as icing.

In the article, the author for the problems of meteorological support of UAV, observing the earth's surface in the visible range, offers a model to obtain estimates of the dew point temperature, wind speed, the height of the lower boundary of the clouds, the flight range of visibility and possible icing.

Key words: unmanned aircraft, forecast models, weather conditions.

Model of photometration of a geostationary satellite by a ground optical means / V.N. Aldohina, D.V. Klimov, A.N. Kupriyanov, S.V. Logunov, D.A. Rogov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 92–103.

Modern means of computer technology and software allow modeling and visualization of various processes, for example, the process of photometric measurement of an artificial Earth satellite with the help of a ground-based optical device. During the simulation, the satellite is represented as a set of cylindrical, conical, spherical and flat surfaces. To model the characteristics of solar radiation reflected from the surface of an artificial Earth satellite in the visible spectral range of wavelengths, analytical expressions are used. Lambert and VT Phong, allowing to estimate the value of the recorded brightness depending on the nature of reflection and the shape of the reflecting surface, as well as methods of theoretical photometry and methods used to model objects of convex form.

Key words: geostationary orbit, ground-based optical means, artificial earth satellite, photometric light curve.

Methodology rationale for the selection of liquid rocket engines of launch vehicles / K.V. Alekseev, V.A. Gribakin, E.L. Lebedev, V.I. Pospichenko // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 104–106.

The principle of the method of the reasonable choice of the engine from the controlled party for justification of quality of production of party as a whole is offered. The principle is based on the analysis of the results of continuous monitoring of the parameters of parts and components of engines. A comprehensive measure of the deviation of controlled parameters from their limiting values. The minimum value of this indicator is a condition for the selection of a specific liquid rocket engine for testing.

Key words: liquid rocket engine, controlled batch, liquid rocket engine tests.

Aleshkin A.P., Ivanov A.A., Ivanov A.O. A method for detecting the change in the mode of operation of a space object when performing dynamic filtering of measured parameters // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 107–113.

The article proposes a method for detecting a change in the mode of operation of a space object by monitoring the jump in the controlled parameters thereof. The existing approaches to the solution of this problem are analyzed, the possibilities of their application in conditions of nonstationarity of the measured parameters of the monitoring object are estimated. Proposed one of the variants of the algorithm for sequential smoothing of measurements that implements the Kalman filtering procedure. The method developed by the authors for determining the moment of change in the

mode of operation of the monitoring object, based on observing the values of the residuals and the nature of their changes, is presented.

Key words: monitoring object, measured parameter, abrupt change, Kalman filter.

Integrated treatment of a fast-determining parameter and calibration signal at the evaluation of the results of tests of rocket-space technology / A.B. Artjushkin, A.E. Ahmedjanov, G.I. Kozirev, A.I. Loskutov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 114–120.

An analysis of the correlation relationship between the trends of a rapidly changing parameter (BMP) and a calibration signal in the evaluation of the results of testing products of rocket and space technology (RKT) is carried out. A detector for the similarity of the trends in the BMP and the calibration signal is considered. The proposed algorithm for the complex processing of an MBP and a calibration signal in the frequency domain for estimating the effect of the noise component on the amplitude spectrum of an MBP. The conducted studies show the possibility of using a calibration signal as an indicator of the influence of the noise component on the BMP for their further recording and compensation.

Key words: calibration signal, rapidly changing parameters, trend, correlation function.

Analysis of the effectiveness of software training systems in the preparation of the calculation numbers of the ground complex of telemetric measurement / A.B. Artjushkin, A.A. Bjankin, A.S. Dunikov, A.I. Loskutov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 121–129.

The article is devoted to the solution of the problem of increasing the effectiveness of the application of the polygon measuring complex during the sessions of measurements for the launches of rocket and space equipment. The solution of this problem is based on increasing the level of training in the combat calculation numbers of the polygon measuring complex due to the introduction of software training complexes in the system of their preparation capable of simulating the functional capabilities of standard armament and military equipment.

Key words: polygon measuring complex, information-telemetric support, software training complex, level of training.

The Features of frequency synchronization of large space-based active phased antenna array / K.V. Bakurskiy, T.O. Myslivtsev, V.I. Nevzorov, V.F. Pavskiy, N.V. Radionov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 130–136.

The results of modeling and research of active phased antenna array for solar space power station are presented.

Key words: solar space power station, synchronization of ultrahigh-frequency radiation, active phased array.

A study of the influence of the resource is returned to the propulsion system of the first stage booster light class at the cost of removing payload / D.G. Belyanin, V.A. Gribakin, V.M. Nizovtsev, S.Y. Pirogov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 137–141.

Based on the analysis of the development trends of modern means of removal, the trends of changes in design features in order to reduce the cost of start-up are analyzed. In the article, on the basis of a technical and economic model for estimating the launch cost of a tandem light-class PH scheme, the effects of reducing the launch cost of a PH are considered when re – using a separate structural element-the first-stage rocket engine.

Key words: launch vehicle, rocket block, liquid rocket engine.

Simulation of fracture of the caudal compartment of the rocket block of the second stage booster on a passive trajectory section / K.B. Boldyirev, V.A. Gribakin, A.Y. Karchin, S.Y. Pirogov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 142–148.

The article analyzes the factors influencing the destruction of the separating part of the launch vehicle on the passive part of the trajectory. Based on the analysis of the trajectory, the position of the separating part in space, shapes and designs unit of the proposed model the aerodynamic loading HVO-stowage compartment of the rocket unit booster light class. On the basis of numerical simulation of the flow, the stages of destruction of the tail section are considered.

Key words: launch vehicle, rocket block, detachable part, tail section aerodynamic loading.

Recognition technique type of object in aerospace on the basis of comparison of directional patterns of their antenna systems / R.A. Gudaev, V.V. Makarenkov, M.S. Smirnov, D.V. Frolov, S.E. Shaldaev // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 149–159.

In this article, a new feature of the recognition of an object type in aerospace space is considered – the antenna pattern. An analysis of the features of this feature is made, an assessment of the possibilities for its cataloging for further recognition. A variant of the recognition process is proposed on the basis of comparison of directional patterns of antenna systems, and also results of application of the considered technique are presented. The use of this feature will enhance the capabilities of airspace monitoring systems.

Key words: directional patterns, antenna system, recognition, sign, probability.

Zerebcov E.A., Trishunkin V.V., Trudov A.V. Planning works for the improvement of special technical systems of command posts // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 160–166.

The publication discusses the methodology of planning for the improvement of special technical systems (STS) of command posts (CP), taking into account the restrictions on the availability factor. The approach described in the article differs from the known approach in that to evaluate the effectiveness of planning options for improving the STS KP, the index of operating costs spent on the functioning of the STS KP on the horizon of future planning is used, which allows to link the technical and economic results of their operation. The task of planning the improvement works is solved with the help of a genetic algorithm, which allows to find a satisfactory solution through a consistent selection and combination of the desired parameters.

Key words: special technical systems, planning, improvement, genetic algorithms.

Kuhtin A.V. Substantiation methodology of spacecraft thermal management system composition, functioning in the conditions of short-term flows of increased capacity // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 167–175.

Substantiation methodology of spacecraft thermal management system (TMS) composition, functioning in the conditions of short-term flows of increased capacity is presented. Allows develop practical recommendations on the development of a TMS in the presence of short-term high-power fluxes.

Key words: spacecraft, thermal management system, heat accumulator, control object.

Method of determining parameters of corrective propulsion system for small spacecraft / A.V. Levandovich, D.A. Mosin, A.V. Severenko, I.A. Urtmintcev // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 176–184.

An analysis of existing corrective propulsion systems (CDU) for small spacecraft (MCA) various special purpose. The requirements for the CDU from the side of the MCA are defined. The tech-

nique for substantiating the mass characteristics of the main elements of the CDU was developed. On the basis of the methodology the areas of rational use of various types of CDU the MCA for various purpose are determined.

Key words: small spacecraft, correcting propulsion system, rocket engine.

Malyugin A.V., Pirukhin V.A. Method of the substantiation of the rational structure of the measuring complex of the polygon // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 185–190.

The article proposes a technique for substantiating the rational structure of the measuring complex, which makes it possible to increase the efficiency of its application. Methods and algorithms for the formation of the rational structure of the measuring complex of the polygon are described.

Key words: rational structure, measuring complex, measuring instruments.

Urtmintsev I.A. Method of evaluation resource of the combustion chamber liquid rocket engine (LRE) based on the analysis of thermodynamic functions // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 191–197.

Developed methods of evaluation resource of the combustion chamber liquid rocket engine (LRE) with the outer flow-through cooling based on the definition of the entropy produced by irreversible plastic deformations of the inner wall of the combustion chamber of LRE with use of variational principles the method of local potential of non-equilibrium thermodynamics and energy relations in solid state physics. On the basis of the analysis of thermodynamic functions of the state of a plastically deformable solid, the problem of determining the parameters of the damage to the material of the wall of the LRE combustion chamber in a variational form is formulated.

Key words: combustion chamber, balance equation, variation functional, extremal, plastic deformation, thermodynamic flows and forces, entropy.

Kuzmichev Y.A., Sasunkevich A.A., Fominov I.V. Study of the influence of the orbital height of a space robot on the time and energy costs of servicing orbital objects in geostationary orbit // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 198–206.

The analytical dependences of the required time spent on the passive flight of orbital objects located in the geostationary orbit and the cost of the characteristic velocity to perform a maneuver from the drift orbit to the geostationary orbit are presented. The method of a space robot phased in a geostationary orbit is proposed and numerical calculations of the necessary heights of the drift orbits and the cost of the characteristic velocity are presented.

Key words: space robot, the geostationary orbit, drift orbit, servicing orbital objects, time and energy costs.

Vasilieva N.V., Kunturova N.B., Prokofieva A.L. Educational Tools of Information and Communication Technologies in the Educational Process of the Military Institution // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 207–214.

The article considers the issues of rationalization of the educational process using computers and other electronic learning tools on the examples of virtual textbook "Elementary mathematics. Repeated course" and e-learning course "English Grammar". Methods of their application are given.

Key words: virtual textbook of mathematics, e-learning course of a foreign language, methods of application of e-learning tools.

Using the electronic teaching course in the process of the English language studies of masters' military students / I.A. Izergina, I.V. Marusenko, N.S. Yakushkina, N.S. Yasnova // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A.F. Mozhaisky, 2018. – Release 661. – P. 215–219.

The main problems of teaching English for the masters' students are considered. The place of grammar in the communicative method is analysed. The experiment conducted using the electronic teaching course is described. The results obtained in the experiment are given.

Key words: masters', grammar, communicative method, electronic teaching course, independent work, experiment.

Kirillov I.G., Prischepa V.N., Fedirko A.A. Analysis of the results of pedagogical experiment on the effectiveness of training cadets in shooting from Makarov pistol with the use of optico-electronic simulator (OES-3) // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 220–224.

In the publication the pedagogical experiment which purpose is increase of efficiency and quality of carrying out practical trainings on discipline "Fire preparation from small arms" is considered. Some results of the experiment are analyzed.

Key words: training facility, the simulator, improving the efficiency of training the shooting, pedagogical experiment.

Evaluation of graduation work in a military-educational institution in the course of the state final examination / N.S. Kuzhekin, V.V. Myshko, A.V. Smirnov, V.A. Chikurov // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 225–234.

The experience of organization of performance and protection of final qualification works during the state final certification of graduates of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky, given specific examples and practical recommendations for assessing the final qualifying work of students who have mastered the basic educational program of higher education – specialty program.

Key words: the state final examination, final qualifying work, competence, formation and evaluation of competencies, training of military specialists, indicators and evaluation criteria.

Kopilov A.I. Application of space intelligence, reconnaissance and surveillance capabilities in Persian gulf military conflicts (1990–2003) // Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy. – SPb.: Mozhaisky MAA, 2018. – Release 661. – P. 235–244.

Created and developed in the 2nd part of the XX century space intelligence capabilities played a key role in international treaties control procedures as well as number of local wars and military conflicts with participation of U.S. Armed Forces and their Allies in different parts of the World. This overview presents a short overview of different space intelligence capabilities used in Persian gulf military operations (1990–2003), some of them are still currently used.

Key words: space intelligence, reconnaissance and surveillance capabilities (imagery, radio-location, radio- and signal intelligence), spacecraft, U.S. Central Unified Command (U.S. Centcom), Multinational Forces, air-strikes effectiveness assessment, meteorological support system, theater missile defense system.

Авдеев Владимир Алексеевич, заместитель начальника 33-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-99-33, e-mail: vka@mil.ru

Алдохина Виктория Николаевна, доцент 83-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат физико-математических наук, доцент; тел.: 8 (951) 676-33-22, e-mail: belvik@list.ru

Алексеев Константин Владимирович, заместитель начальника 11-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 216-66-46, e-mail: vka@mil.ru

Алёшкин Андрей Петрович, профессор 31-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-97-21.

Артюшкин Андрей Борисович, доцент 34-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-70, e-mail: rk@viek.ru

Афонин Дмитрий Геннадьевич, адъюнкт 61-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (989) 631-99-49, e-mail: 9896319949@mail.ru

Ахмеджанов Александр Эркинович, преподаватель кафедры радиотехнических систем Высшего военного училища противовоздушной обороны (150001, Россия, Ярославль, Московский пр., 28); кандидат технических наук; тел.: 8 (961) 153-93-96, e-mail: akhmed.aleksandr@mail.ru

Бакурский Клим Валерьевич, доцент 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, e-mail: vka@mil.ru

Беляев Борис Васильевич, старший преподаватель 11-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-11, e-mail: belyaev.boris.spb@gmail.ru

Белянин Дмитрий Геннадьевич, преподаватель 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (921) 752-45-25, e-mail: vka@mil.ru

Болдырев Константин Борисович, доцент 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 997-75-95, e-mail: vka@mil.ru

Бянкин Александр Александрович, профессор 34-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-70, e-mail: rk@viek.ru

Васильева Наталья Викторовна, доцент 111-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-96-31, e-mail: nww13@mail.ru

Грибакин Владимир Александрович, профессор 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (961) 801-76-75, e-mail: vka@mil.ru

Гудаев Роман Александрович, начальник 522-й лаборатории – старший научный сотрудник Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 895-47-03.

Добролюбов Алексей Николаевич, старший преподаватель 11-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-11, e-mail: alexdbr-spb@yandex.ru

Дуников Артём Сергеевич, преподаватель 34-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-70, e-mail: rk@viek.ru

Жеребцов Евгений Александрович, заместитель начальника Ярославского высшего военного училища противовоздушной обороны по материально-техническому обеспечению (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-57.

Иванов Алексей Александрович, начальник 53-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 (812) 347-97-21.

Иванов Алексей Олегович, начальник 212-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 (812) 347-97-21, e-mail: iaomail@inbox.ru

Изергина Ирина Артемьевна, профессор 113-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат филологических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-09.

Карчин Александр Юрьевич, старший преподаватель 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 374-03-00, e-mail: vka@mil.ru

Кириллов Игорь Геннадиевич, старший преподаватель 102-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13); тел.: 8 (812) 347-97-29.

Климов Даниил Владимирович, старшина 85-го курса Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13); тел.: 8 (963) 302-29-83.

Кобзарев Игорь Михайлович, адъюнкт 93-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); соискатель ученой степени кандидата технических наук; тел.: 8 (911) 235-84-94, e-mail: kobzaryan@mail.ru

Козырев Геннадий Иванович, профессор 34-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (904) 217-33-99, e-mail: gen-kozyrev@yandex.ru

Копкин Евгений Вениаминович, профессор 93-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук; тел.: 8 (921) 961-13-38, e-mail: kopkins@mail.ru

Копылов Александр Игоревич, адъюнкт Военной академии Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации (197198, Россия, Москва, просп. Вернадского, 100); тел.: 8 (499) 147-45-65, 8 (926) 361-75-05, e-mail: kapl3000@mail.ru

Крупский Кирилл Анатольевич, заместитель начальника 21-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 (812) 347-97-21, e-mail: kirill11223@gmail.com

Кужекин Николай Сергеевич, профессор 109-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат философских наук, профессор; тел.: 8 (812) 347-95-96.

Кузьмичёв Юрий Алексеевич, доцент 21-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-21.

Кунтурова Надежда Борисовна, профессор 111-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор педагогических наук; тел.: 8 (812) 347-96-31, e-mail: giz26@rambler.ru

Куприянов Николай Александрович, адъюнкт 105-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (909) 578-25-51, e-mail: sektor-ussr@rambler.ru

Кухтин Андрей Валентинович, начальник 112-й лаборатории 11-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-19, e-mail: vka@mil.ru

Лебедев Евгений Леонидович, начальник 11-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: vka@mil.ru

Левандович Александр Викторович, старший преподаватель 12-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: Lev-Alexander@yandex.ru

Летучий Юрий Александрович, старший научный сотрудник 32-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, профессор; тел.: 8 (812) 235-28-71, e-mail: vka.52@mail.ru

Логунов Сергей Владимирович, преподаватель 83-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (931) 305-53-72, e-mail: skobarik83@rambler.ru

Лоскутов Андрей Иванович, начальник 34-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-70, e-mail: rk@viek.ru

Макаренков Владислав Викторович, инженер отделения группы строящегося объекта войсковой части 28289 (142409, Россия, Московская область, г. Ногинск); тел.: 8 (916) 110-29-04.

Малюгин Александр Викторович, начальник 24-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат военных наук; тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: awmalugin@mail.ru

Марусенко Ирина Владимировна, профессор 113-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат филологических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-09.

Мосин Дмитрий Александрович, докторант 101-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: sin-da@mail.ru

Мысливцев Тимофей Олегович, начальник 31-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-99-31, e-mail: vka@mil.ru

Мышко Василий Васильевич, доцент 93-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-65, e-mail: vasvasmishko@mail.ru

Назаров Андрей Вячеславович, начальник 33-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-99-33, e-mail: vka@mil.ru

Невзоров Валерий Иванович, 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

Низовцев Владимир Михайлович, доцент 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 732-07-95, e-mail: vka@mail.ru

Новиков Александр Валерьевич, старший преподаватель 52-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-52, 8 (911) 760-25-49, e-mail: salska@mail.ru

Одоев Сергей Александрович, начальник 111-й лаборатории 11-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-11, e-mail: odoev@list.ru

Павский Вячеслав 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@mail.ru

Пантелеев Георгий Дмитриевич, доцент 33-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доцент; тел.: 8 (812) 347-99-33, e-mail: vka@mail.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

Пирухин Виталий Александрович, старший научный сотрудник 241-й лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: pirookhin@mail.ru

Поспишенко Василий Иванович, доцент 13-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 229-22-00, e-mail: vka@mail.ru

Прищепа Владимир Николаевич, преподаватель 102-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13), кандидат военных наук; тел.: 8 (812) 347-97-29.

Прокофьева Анна Леонидовна, старший преподаватель 113-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 343-06-11, e-mail: a_prokofieva@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 (812) 347-95-22, e-mail: radionov_nv@mail.ru

Рогов Дмитрий Александрович, начальник 83-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 084-61-79.

Рубцов Никита Сергеевич, адъюнкт 33-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-33, e-mail: vka@mail.ru

Садин Дмитрий Викторович, профессор 11-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-11, e-mail: sadin@yandex.ru

Сасункевич Александр Анатольевич, преподаватель 21-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-21.

Северенко Александр Викторович, адъюнкт 12-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12; e-mail: severenko.al@yandex.ru

Смирнов Александр Владимирович, Управление военного образования ГУК МО РФ (119160, г. Москва, 1-й Хорошевский проезд, д. 3), e-mail: guk@mail.ru

Смирнов Михаил Сергеевич, адъюнкт 5-го управления Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (905) 264-40-04.

Тимошук Александр Сергеевич, старший преподаватель 52-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-52, 8 (981) 848-32-95, e-mail: astim2@yandex.ru

Тришункин Владимир Викторович, заместитель главнокомандующего Воздушно-космическими силами по материально-техническому обеспечению (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат экономических наук; тел.: 8 (812) 347-96-57.

Трудов Алексей Вениаминович, доцент 103-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-35, e-mail: trudav@mail.ru

Туркин Алексей Алексеевич, начальник отделения АО «Научно-исследовательский институт точных приборов» (127490, Россия, Москва, ул. Декабристов, 51); тел.: 8 (499) 204-79-66, e-mail: info@niitp.ru

Уртминцев Игорь Александрович, доцент 12-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (812) 347-96-12; e-mail: urt_eg@mail.ru

Федирко Александр Александрович, доцент 102-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13), кандидат военных наук, тел.: 8 (812) 347-97-29, e-mail: fedir300@mail.ru

Фоминов Иван Вячеславович, начальник 21-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук; тел.: 8 (812) 347-95-21.

Фролов Дмитрий Валерьевич, преподаватель 83-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук; тел.: 8 (911) 113-09-63.

Чикуров Виталий Александрович, начальник 93-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат технических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-95-65.

Шабалин Павел Вадимович, адъюнкт 52-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-52, 8 (911) 816-43-93, e-mail: vka.52@mail.ru

Шавин Александр Сергеевич, начальник 243-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 (812) 347-97-21, shavin88@mail.ru

Шалдаев Сергей Евгеньевич, начальник 5-го управления Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); доктор технических наук, доцент; тел.: 8 (911) 926-29-35.

Якушкина Наталья Семёновна, доцент 113-й кафедры Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-09.

Яснова Нина Семёновна, заведующая 113-й кафедрой Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); кандидат педагогических наук, доцент; тел.: 8 (812) 347-96-09.

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.