

А. В. Аксененко, А. И. Гурский, А. С. Клочков, Е. А. Кондратюк,
В. С. Сенькин, С. В. Сюткина-Доронина

АНАЛИЗ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТНЫХ СИСТЕМ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ

Сформулированы научно-методические положения по проектированию одноступенчатых управляемых ракет с маршевыми ракетными двигателями на твердом топливе для перспективных ракетных систем залпового огня, предназначенных для доставки боевого оснащения в заданную точку пространства с требуемыми значениями кинематических параметров движения в конце полета. Цель статьи – анализ тенденций развития таких ракет, выявление особенностей и требований, предъявляемых к их траекториям полета, проектным параметрам, программам управления, габаритно-массовым характеристикам, конструктивно-компоновочным и аэродинамическим схемам. Приведена формализация комплексной задачи оптимизации проектных параметров траектории и программ управления движением ракет, которые могут осуществлять полет по баллистическим, аэробаллистическим или комбинированным траекториям. Комплексная задача относится к классу задач теории оптимального управления с ограничениями в виде равенств, неравенств и дифференциальных связей. Для упрощения задачи использован подход к формированию программ управления движением в виде полиномов, который позволил свести задачу теории оптимального управления к более простой задаче нелинейного математического программирования. В процессе проведения расчетов параметров траектории ракеты рассматривалась как материальная точка переменной массы и использовалась система уравнений движения центра масс в проекциях на оси земной системы координат. Приведены структура математической модели, последовательность расчета целевой функции, которые могут быть использованы при определении оптимальных параметров, программ и характеристик. Математическая модель ракеты позволяет в зависимости от основных проектных параметров с приемлемой для проектных исследований точностью определять: габаритно-массовые характеристики ракеты в целом и входящих в ее состав подсистем и элементов; энергетические, тяговые и расходные характеристики маршевого двигателя; аэродинамические и баллистические характеристики. Проведена апробация методического обеспечения на примере определения проектных параметров, параметров траектории, габаритно-массовых, энергетических и баллистических характеристик двух вариантов ракет крылатой аэродинамической схемы перспективных ракетных систем залпового огня производства Китайской Народной Республики с использованием ограниченного объема информации рекламных проспектов об их основных характеристиках.

Ключевые слова: ракетные системы залпового огня (РСЗО), комплексная задача теории оптимального управления, задача нелинейного математического программирования, маршевый ракетный двигатель на твердом топливе, ограничения на параметры движения и основные характеристики ракеты.

Сформульовано науково-методичні положення щодо проектування одноступеневих керованих ракет з маршовими ракетними двигунами на твердому паливі для перспективних ракетних систем залпового вогню, призначених для доставляння бойового оснащення в задану точку простору з потрібними значеннями кінематичних параметрів руху в кінці польоту. Мета статті – аналіз тенденцій розвитку таких ракет, виявлення особливостей і вимог, що ставлять до їхніх траєкторій польоту, проектних параметрів, програм керування, габаритно-масових характеристик, конструктивно-компоновальних і аеродинамічних схем. Наведено формалізацію комплексного завдання оптимізації проектних параметрів, параметрів траєкторії і програм керування рухом ракет, які можуть здійснювати політ балістичною, аеробалістичною або комбінованою траєкторіями. Комплексне завдання належить до класу задач теорії оптимального керування з обмеженнями у вигляді рівностей, нерівностей і диференційних зв'язків. Для спрощення задачі використано підхід до формування програм керування рухом у вигляді поліномів, який дав змогу звести задачу теорії оптимального керування до простішої задачі нелінійного математичного програмування. Розраховуючи параметри траєкторії, ракету розглядали як матеріальну точку змінної маси і використовували систему рівнянь руху центру мас у проєкціях на осі земної системи координат. Наведено структуру математичної моделі, послідовність розрахунку цільової функції, які можуть бути застосовані для визначення оптимальних параметрів, програм і характеристик. Математична модель ракети

дає змогу залежно від основних проектних параметрів з допустимою для проектних досліджень точністю визначати: габаритно-масові характеристики ракети в цілому та підсистем і елементів, що входять до її складу; енергетичні, тягові та витратні характеристики маршового двигуна; аеродинамічні та балістичні характеристики. Апробовано методичне забезпечення на прикладі визначення проектних параметрів, параметрів траєкторії, габаритно-масових, енергетичних і балістичних характеристик для двох варіантів ракет з крилатою аеродинамічною схемою перспективних ракетних систем залпового вогню виробництва Китайської Народної Республіки з використанням обмеженого обсягу інформації рекламних проектів про їхні основні характеристики.

Ключові слова: ракетні системи залпового вогню (РСЗВ), комплексна задача теорії оптимального керування, задача нелінійного математичного програмування, маршовий ракетний двигун на твердому паливі, обмеження на параметри руху й основні характеристики ракети.

The scientific and methodological propositions for the designing single-stage guided missiles with the solid rocket motors for advanced multiple launch rocket systems are defined. The guided missiles of multiple launch rocket system are intended for delivering munitions to the given spatial point with required and specified kinematic motion parameters at the end of flight. The aim of the article is an analysis of the development trends of the guided missiles with the solid rocket motors for the multiple launch rocket systems, identifying the characteristics and requirements for the flight trajectories, design parameters, control programs, overall dimensions and mass characteristics, structural layout and aerodynamic schemes of missiles. The formalization of the complex task to optimize design parameters, trajectory parameters and motion control programs for the guided missiles capable of flying along the ballistic, aeroballistic or combined trajectories is given. The complex task belongs to a problem of the optimal control theory with limitations in form of equality, inequality and differential constraints. To simplify the problem, an approach to program forming is proposed for motion control in the form of polynomial that brings the problem of the optimal control theory to a simpler problem of nonlinear mathematical programming. When trajectory parameters were calculated the missile was regarded as a material point of variable mass and the combined equations for center-of-mass motion of the guided missile with projections on axes of the terrestrial reference system were used. The structure of the mathematical model was given along with the calculation sequence of the criterion function that was used for determination of the optimal parameters, programs and characteristics. The mathematical model of the guided missile provides adequate accuracy for design study to determine depending on the main design parameters: overall dimensions and mass characteristics of the guided missile in general and its structural components and subsystems; power, thrust and consumption characteristics of the rocket motor; aerodynamic and ballistic characteristics of the guided missile. The developed methodology was tested by determining design and trajectory parameters, overall dimensions and mass characteristics, power and ballistic characteristics of two guided missiles with wings for advanced multiple launch rocket systems produced by the People's Republic of China, using the limited amount of information available in the product catalog.

Keywords: multiple launch rocket systems (MLRS), complex problem of the optimal control theory, problem of nonlinear mathematical programming, main solid rocket motor, limitations for motion parameters and basic characteristics of the guided missiles.

Введение

Приоритетным направлением развития ракетно-космической отрасли Украины является создание новых ракетных технологий, включающих, в частности, разработку высокоточного ракетного вооружения для обеспечения интересов государства в сфере национальной безопасности и обороны [1]. Одним из элементов такого вооружения являются управляемые ракеты перспективных ракетных систем залпового огня (РСЗО).

Цель статьи – анализ тенденций развития ракет с ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ) для РСЗО, выявление особенностей и требований, предъявляемых к траекториям полета, проектным

параметрам, программам управления, габаритно-массовым характеристикам, конструктивно-компоновочным и аэродинамическим схемам ракет, а также формализация комплексной задачи совместной оптимизации проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением ракеты, которая может совершать полет по баллистической, аэробаллистической и комбинированной траекториям.

Тенденции развития тактико-технических характеристик ракет РСЗО

Анализ разработанных и разрабатываемых ракет РСЗО показывает, что в разви-

тии их тактико-технических характеристик прослеживаются следующие тенденции.

1. Увеличение максимальной дальности стрельбы до 290 км, характерной для оперативно-тактических ракетных комплексов (ОТРК). Как правило, максимальная дальность таких ракет не превышает указанную в связи с необходимостью соответствия второй категории режима контроля за ракетными технологиями для обеспечения возможности их экспортных поставок [2]. При этом указанная дальность может быть достигнута за счет улучшения габаритно-массовых и энергетических характеристик ракет РСЗО, в частности путем:

- увеличения запаса твердого ракетного топлива (ТРТ) – увеличение стартовой массы ракеты WS-3А (КНР) по сравнению с ракетой WS-3 на ~100 кг при сохранении массы боевого оснащения способствовало увеличению максимальной дальности ее полета на 80 км [3, 4];

- использования высокоэнергетических смесевых ТРТ – ракета LORA (Израиль) [5];

- применения в конструкциях отсеков ракет и РДТТ высокопрочных конструкционных материалов и перспективных конструктивно-технологических решений – ракета TC-GMLRS (США) [6];

- использования аэродинамических схем с повышенным аэродинамическим качеством, в частности с крыльями малого удлинения – ракеты WS-63, WS-64, SY-400 (КНР) [3, 7];

- применения двухступенчатых компоновочных схем – ракета A300 (КНР) [3].

2. Повышение точности стрельбы:

- до 5–10 м за счет применения бесплатформенных инерциальных навигационных систем, интегрированных с помехоустойчивыми спутниковыми навигационными системами GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, Бэйдоу, а также исполнительных органов системы управления (СУ), в качестве которых могут использоваться аэродинамические, газовые или газоструйные рули, – ракета GMLRS M31 (США), SY-400, "Вільха" (Украина) [4; 7; 8];

- до 2–5 м за счет интегрирования вышеуказанных систем с оптико-электронны-

ми, радиолокационными (активными или пассивными), комплексированными (с оптическим и радиолокационным каналами) головками самонаведения, обеспечивающими наведение ракет на конечном участке траектории, – ракета WS-64 [3].

3. Обеспечение высокой маневренности, которая при реализации различных типов баллистических, аэробаллистических и комбинированных траекторий позволяет:

- увеличить вероятность преодоления противоракетной обороны противника за счет применения отделяемых управляемых головных частей (ГЧ) с низкой эффективной поверхностью рассеяния – ракета A200 (КНР) [3];

- обеспечить наведение на подвижные и стационарные цели за счет применения крыльев малого удлинения – ракета WS-64 [3];

- реализовать угол встречи с поверхностью Земли ~ 90° за счет разворота ракеты над целевой областью для обеспечения максимального поражающего действия элементами осколочно-фугасной боевой части (БЧ) и уменьшения ошибки по дальности – ракета GMLRS M31 [4];

- в процессе выполнения залпового пуска наносить удары как по площадным целям, так и по нескольким (6–8) отдельно расположенным целям на площади размером до 20×20 км за счет индивидуального наведения каждой ракеты на свою цель в соответствии с полетным заданием – ракета A300 [3];

- создавать на базе ракет РСЗО эффективные противокорабельные ракетные комплексы – РСЗО WS-64 [3].

4. Оснащение различными типами БЧ массой до 200 кг, а именно:

- осколочно-фугасными БЧ, бронебойными, проникающими для поражения высокозащищенных целей, в том числе кораблей – ракета WS-63 [3];

- термобарическими БЧ – реактивные снаряды (РС) 9M55С, 9M529 РСЗО 9К58 "Смерч" (РФ) [9];

- кассетными БЧ с кумулятивно-осколочными, проникающими осколочными и осколочными неконтактного подрыва боевыми элементами (БЭ) – РС 9M531, 9M536, 9M537 РСЗО 9К58 "Смерч" соответственно [9];

– самоприцеливающимися БЭ – РС 9M55K1, 9M55K6, 9M55K7, 9M526, 9M532, 9M533 РСЗО 9K58 "Смерч" [9];

– противотанковыми и противопехотными минами – РС 9M55K3, 9M55K4, 9M526 РСЗО 9K58 "Смерч" [9].

Следует отметить, что в ряде стран (США, Израиль и др.) наблюдается отказ от разработки и применения кассетных БЧ, например, замена ракет GMLRS M30 с кассетными боевыми элементами M77/M85/M101 DPICM на ракеты M30A1 GMLRS-AW с осколочно-фугасной БЧ (Alternative Warhead) (США) [10].

Масса боевой части ракет РСЗО ~ 200 кг определяется следующими факторами:

– ограничением грузоподъемности самоходной пусковой установки (СПУ) РСЗО (≤ 15 т), определяющим ограничение стартовой массы ракет, их количества и массы боевой части при максимальной дальности стрельбы до 290 км;

– повышением точности стрельбы до 2–5 м, обеспечивающим эффективное поражение целей и снижение сопутствующих потерь гражданских объектов и мирного населения.

5. Применение многорежимных взрывателей для подрыва БЧ, обеспечивающих различные возможности поражения целей одним типом БЧ (осколочно-фугасной или фугасной проникающего типа):

– на заданной высоте над целью;

– при встрече с целью;

– с замедлением после проникновения в цель – ракета GMLRS M31 [4].

6. Использование в качестве боевого оснащения ракет РСЗО малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), предназначенных для ведения оперативной разведки в районе целей и передачи необходимой информации о них на командные пункты РСЗО – РС 9M534 РСЗО 9K58 "Смерч" [9].

В рассматриваемом контексте следует отдельно выделить тенденции развития СПУ РСЗО.

1. Повышение мобильности и универсальности за счет:

– ограничения массы СПУ до 14 т путем уменьшения количества ракет до 4–8 шт. на одной СПУ – РСЗО HIMARS (США) [11];

– применения универсальных модульных СПУ, позволяющих выполнять запуск как неуправляемых, так и управляемых, а также крылатых и оперативно-тактических ракет (ОТР) – РСЗО SR-5 (КНР) [12];

– использования пакетной схемы зарядки и перезарядки СПУ, обеспечивающей минимальное время на выполнение указанных операций и повышение огневой производительности – РСЗО HIMARS, РСЗО SR-5 [11; 12];

– оснащения СПУ автоматизированными системами, обеспечивающими подготовку данных на пуск в виде специально упорядоченной информации, в том числе топогеодезической, необходимой для функционирования СУ ракет во время подготовки к пуску, при пуске и в полете, что сокращает до минимума цикл прохождения команд на поражение цели – РСЗО HIMARS, РСЗО A100, A200, A300 (КНР) [3].

2. Обеспечение взаимодействия РСЗО с различными средствами разведки (БПЛА, космическими, авиационными и наземными разведывательными средствами) с целью оперативного формирования целеуказаний [9].

С учетом вышеизложенного можно констатировать, что в настоящее время активно разрабатываются новые РСЗО, которые по тактико-техническим характеристикам и эффективности боевого применения максимально приближаются к ОТРК, сохраняя при этом свои преимущества в виде высокой мобильности, скорости развертывания и смены боевой позиции, многозарядности, скорострельности и мощности залпового пуска.

Благодаря использованию новых конструктивных решений и современных технологий оперативно-тактические РСЗО становятся универсальным, многофункциональным оружием, способным максимально эффективно поражать любые цели как на суше, так и на море с высокой точностью, в кратчайшие сроки, в любое время суток и при любых погодных условиях на дальностях, ранее доступных только для ОТР.

Требования к современным ракетам РСЗО и их особенности

Приведенные выше тенденции обуславливают характерные особенности ракет перспективных РСЗО и требования к их созданию:

- использование наклонного старта, позволяющего увеличить номинальную дальность полета ракеты по сравнению с вертикальным стартом, характерным для ОТР;

- высокая тяговооруженность на начальном участке полета с целью обеспечения возможности управления ракетой на этом участке при помощи аэродинамических органов управления;

- ограниченное время работы маршевого РДТТ, зависящее от скорости горения ТРТ, давления в камере сгорания, диаметра ракеты и максимально допустимой толщины свода заряда, при которой обеспечивается неэрозионное горение ТРТ;

- возможность применения двухрежимного маршевого РДТТ с продолжительным временем работы, увеличивающего дальность полета ракеты;

- использование как баллистических, аэробаллистических, так и комбинированных типов траекторий полета;

- управление движением с помощью аэродинамических рулей, приводимых в движение рулевыми приводами по командам, формируемым интегрированной инерциально-спутниковой системой управления;

- формирование траектории полета с обеспечением требуемого значения скоростного напора на максимальной высоте, при котором на этом участке полета может быть осуществлена возможность управления ракетой с помощью аэродинамических рулей;

- использование в конструктивно-компоновочной схеме ракеты крыльев малого удлинения, обеспечивающих требуемую маневренность ракеты и необходимое аэродинамическое качество при полете на различных участках траектории.

Важным этапом проектирования ракет РСЗО является создание методического обеспечения, которое с учетом вышеизложенных тенденций развития их основных характеристик должно обеспечивать:

- системный анализ современных ракет РСЗО различных стран-производителей на

основе ограниченной информации рекламных проспектов;

- детальное исследование основных характеристик ракет РСЗО на основе имеющихся данных о ТРТ, характеристиках конструкционных, теплозащитных материалов и т.п.;

- оптимизацию проектных параметров, принципиальных схем, параметров траектории и программ управления движением на основе ограниченного объема исходной информации.

Формализация задачи оптимизации проектных параметров, программ управления и основных характеристик ракет РСЗО

Проектирование, разработка и создание перспективных ракет различного назначения, в том числе ракет РСЗО, связаны с большими затратами материальных, финансовых и технических ресурсов [13–15]. Необходимость снижения этих затрат на начальном этапе проектирования предъявляет повышенные требования к формализации проектных задач, методам их решения, адекватности используемых математических моделей, качеству принимаемых проектных решений. Следует отметить, что неверные (нерациональные) решения, принятые на этом этапе, приводят к снижению эффективности выполнения целевых задач, росту затрат и увеличению сроков создания ракет [13; 14], что определяет актуальность рассматриваемой проблемы.

В таких условиях большое значение имеет разработка методического обеспечения, позволяющего на начальном этапе проектирования с необходимой для проектных исследований точностью определять: оптимальные (рациональные) значения основных проектных параметров, параметров траектории, программы управления движением на различных участках траектории, габаритно-массовые, энергетические, аэродинамические и баллистические характеристики ракеты. При выборе оптимальных проектных параметров разрабатываемых ракет с целью обеспечения конкурентоспособности нужно учитывать необходимость минимизации единовременных

затрат на их разработку и стоимости серийно изготавливаемых образцов.

Оптимальным (рациональным) проектом среди множества возможных альтернативных вариантов следует считать тот, который обеспечивает наивысшее значение целевого функционала, характеризующего качество проектирования. При этом остальные показатели эффективности должны либо достигать заданных значений, либо находиться в требуемом диапазоне.

В качестве ракеты для перспективных РСЗО далее рассматривается одноступенчатая ракета с РДТТ, которая обеспечивает доставку боевого оснащения в заданную точку пространства с требуемыми значениями кинематических параметров движения в конце полета.

Для успешного проведения проектных работ с учетом рассмотренных тенденций развития ракет перспективных РСЗО целесообразно сформулировать комплексную задачу совместной оптимизации проектных параметров, параметров траектории, программ управления и основных характеристик ракеты. Такая задача относится к классу задач теории оптимального управления с ограничениями в виде равенств, неравенств и дифференциальных связей [15–17]. Формализация задачи заключается: в выборе критерия оптимизации (целевого функционала); в разработке математической модели, позволяющей в зависимости от имеющихся исходных данных (вектор \bar{x}), значений оптимизируемых параметров (вектор \bar{p}), включающих основные проектные параметры ракеты и параметры траектории, программ управления (вектор \bar{u}) определять значение целевого функционала. Для решения комплексной задачи необходима также разработка эффективных методов оптимизации, позволяющих как в автоматическом, так и в интерактивном режиме определять значения оптимизируемых параметров $\bar{p}_{\text{опт}}$ и программы управления движением ракеты $\bar{u} = \bar{u}_{\text{опт}}(t)$, при которых целевой функционал принимает оптимальное значение.

В качестве целевого функционала рассматривается дальность полета $L = L[\bar{x}, \bar{p}, \bar{u}(t)]$, на которую необходимо

доставить требуемую массу боевого оснащения $m_{\text{БО}}$ при заданной стартовой массе ракеты m_0 . Определение оптимальных значений оптимизируемых параметров и программ управления движением ракеты осуществляется из условия обеспечения максимального значения целевого функционала.

В состав исходной информации (компоненты вектора \bar{x}), необходимой для решения комплексной задачи, входят: данные тактико-технического задания, определяющие целевую задачу; условия пуска ракеты; ограничения на траекторию полета; габаритно-массовые характеристики ракеты в целом, отдельных подсистем и элементов; физико-механические характеристики используемых конструкционных материалов; химические характеристики ТРТ; неучтенные массы элементов, подсистем, не включенных в математическую модель для расчета основных характеристик ракеты.

В качестве оптимизируемых параметров рассматриваются: основные проектные параметры, которые позволяют на начальном этапе проектирования определять габаритно-массовые и энергетические характеристики ракеты в целом и входящего в ее состав маршевого РДТТ; параметры, которые совместно с оптимизируемыми программами управления движением определяют траекторию ракеты и значение целевого функционала.

Основные проектные параметры ракеты включают коэффициент начальной тяговооруженности $v_{\text{пуст}}$, относительную конечную массу μ_k , определяемые известными соотношениями [18–20]:

$$v_{\text{пуст}} = \frac{m_0 \cdot g_0}{P_{\text{пуст}}}; \mu_k = \frac{m_0 - m_t}{m_0} = \frac{m_k}{m_0}, \quad (1)$$

где m_0 , m_k – стартовая и конечная массы ракеты; g_0 – ускорение свободного падения на поверхности Земли; m_t – полный запас топлива; $P_{\text{пуст}}$ – тяга в пустоте в начале основного режима работы маршевого РДТТ.

В состав проектных параметров маршевого РДТТ включены: среднее значение давления p_k в камере сгорания на основном режиме работы, диаметр среза сопла

D_a , а также полное время работы маршевого РДТТ t_Σ , зависящее от коэффициента начальной тяговооруженности $\nu_{\text{пущ}}$, диаметра ракеты и характеристик ТРТ.

Управление движением ракеты осуществляется в соответствии с оптимизируемыми программами изменения во времени угла тангажа $\varphi_{\text{пр}}$ на j -х участках траектории полета

$$\varphi_{\text{пр } j} = \varphi_{\text{пр } j}(t), \quad j = \overline{1, N},$$

где N – количество участков траектории для рассматриваемой схемы полета [21–25].

Состав параметров траектории, входящих в вектор оптимизируемых параметров \bar{p} , зависит от выбранной схемы полета и может включать: угол наклона ракеты $\varphi_{\text{ст}}$ в случае наклонного старта; угол тангажа в конце активного участка траектории $\varphi_{\text{АУТ}}$; продолжительность выхода на нулевой угол атаки на первом пассивном участке траектории $t_{\text{ПУТ1}}$; величину постоянного угла атаки $\alpha = \alpha_{\text{const}}$ на одном из пассивных участков траектории; продолжительность выхода на заданный угол тангажа при подлете к цели $t_{\varphi_{\text{ц}}}$ и другие параметры, определяемые схемой полета.

При формировании траектории необходимо соблюдать ряд требований и ограничений к параметрам движения и характеристикам ракеты, к числу которых относятся следующие:

- ограничение на угол наклона ракеты при наклонном старте $\varphi_{\text{ст}}^{\text{min}} \leq \varphi_{\text{ст}} \leq \varphi_{\text{ст}}^{\text{max}}$;
- ограничение на максимальную высоту полета $H_{\text{max}} = H_{\text{max}}^{\text{тр}}$;
- ограничение на величину скоростного напора на максимальной высоте полета $Q \geq Q_{\text{min}}^{\text{тр}}$;
- ограничение на максимальную величину угла атаки на всех участках траектории $\alpha \leq \alpha_{\text{max}}$;
- обеспечение заданного угла подлета к цели $\varphi_{\text{ц}} = \varphi_{\text{ц}}^{\text{тр}}$;
- выполнение требований к габаритно-массовым характеристикам ракеты, в част-

ности к массе боевого оснащения $m_{\text{БО}} = m_{\text{БО}}^{\text{тр}}$, длине ракеты $L_p = L_p^{\text{тр}}$, стартовой массе ракеты $m_0 = m_0^{\text{тр}}$, максимально допустимому диаметру ракеты $D_p = D_p^{\text{доп}}$.

Следует отметить, что конкретным проектным задачам и рассматриваемым схемам полета соответствует вполне определенный комплекс из перечисленных выше условий, ограничений и требований.

Проектный параметр ракеты μ_k (1) определяется при заданных массе боевого оснащения $m_{\text{БО}}^{\text{тр}}$ и стартовой массе ракеты m_0 из условия размещения максимально возможного количества ТРТ в рассматриваемом варианте.

В качестве компонентов вектора управления движением ракеты $\bar{u} = \bar{u}(t)$ рассматриваются, как уже указывалось ранее, программы изменения во времени угла тангажа $\varphi_{\text{пр}}(t)$ на активном и пассивных участках траектории. При этом программы управления на j -х участках траектории ракеты предлагается формировать в виде полиномов [21–25]

$$\varphi_{\text{пр } j}(t) = \sum_{i=0}^n A_{ji} t^i, \quad (2)$$

в которых коэффициенты A_{ji} входят в состав вектора оптимизируемых параметров \bar{p} и определяются для каждого j -го участка траектории в зависимости от компонент вектора \bar{p} и текущих значений вектора фазовых координат \bar{y} .

Такой подход к выбору программ управления позволил свести задачу теории оптимального управления [15–17] к более простой задаче нелинейного математического программирования с ограничениями в виде равенств, неравенств и дифференциальных связей, что позволило в качестве критерия оптимизации рассматривать не целевой функционал $L = L[\bar{x}, \bar{p}, \bar{u}(t)]$, а целевую функцию $L = L(\bar{x}, \bar{p})$, зависящую только от исходных данных (вектора \bar{x}) и вектора оптимизируемых параметров \bar{p} [21–27].

Комплексная задача совместной оптимизации проектных параметров и программ

управления ракетой в этом случае формулируется следующим образом. Необходимо определить вектор $\bar{p} = \bar{p}^*$, обеспечивающий максимальное значение целевой функции

$$L(\bar{p}^*, \bar{x}) = \max_{\bar{p}} L(\bar{p}, \bar{x}) \quad (3)$$

при ограничениях:

– на области изменения оптимизируемых параметров \bar{p} и исходных данных \bar{x}

$$\bar{p} \in \tilde{P}^m \subset P^m; \quad \bar{x} \in \tilde{X}^k \subset X^k; \quad (4)$$

– на параметры траектории полета

$$\phi_{ct}^{\min} \leq \phi_{ct} \leq \phi_{ct}^{\max}; \quad H_{\max} = H_{\max}^{tp}, \quad \alpha \leq \alpha_{\max};$$

$$Q \geq Q_{\min}^{tp}; \quad \phi_{\text{ц}} = \phi_{\text{ц}}^{tp}; \quad \frac{d\bar{y}}{dt} = f(\bar{y}, \bar{x}, \bar{p}); \quad (5)$$

$$\bar{y} \in \tilde{Y}^s \subset Y^s;$$

– на габаритно-массовые характеристики ракеты

$$m_0(\bar{x}, \bar{p}) = m_0^{tp}; \quad m_{\text{бо}}(\bar{x}, \bar{p}) = m_{\text{бо}}^{tp}; \quad (6)$$

$$L_p = L_p^{tp}; \quad L_{\text{тч}} = L_{\text{тч}}^{tp}; \quad D_p(\bar{x}, \bar{p}) = D_p^{\text{доп}}.$$

В соотношениях (3)–(6) использованы следующие обозначения:

$\bar{x} = (x_i)$, $i = \overline{1, k}$ – вектор исходных данных, являющийся элементом действительного векторного пространства X^k ;

$\bar{p} = (p_i)$, $i = \overline{1, m}$ – вектор оптимизируемых параметров, являющийся элементом действительного векторного пространства P^m ;

\tilde{P}^m, \tilde{X}^k – замкнутые области в действительных векторных пространствах P^m, X^k , в которых могут принимать значения векторы \bar{p}, \bar{x} ;

$\bar{y} = (y_i)$, $i = \overline{1, s}$ – вектор фазовых координат, определяющий положение ракеты в пространстве, являющийся элементом векторного пространства Y^s ;

\tilde{Y}^s – замкнутая область в векторном пространстве Y^s , в которой может принимать значения вектор \bar{y} ;

$\phi_{ct}^{\min}, \phi_{ct}^{\max}$ – минимально и максимально допустимые углы наклона ракеты при наклонном старте;

H_{\max}, H_{\max}^{tp} – расчетная и требуемая максимальные высоты полета ракеты;

α, α_{\max} – расчетный и максимально допустимый углы атаки на всех участках траектории;

Q, Q_{\min}^{tp} – расчетный и мини-

мально допустимый скоростные напоры на максимальной высоте;

$\phi_{\text{ц}}, \phi_{\text{ц}}^{tp}$ – расчетный и требуемый углы подлета к цели;

$m_0(\bar{x}, \bar{p}), m_0^{tp}$ – расчетная и требуемая стартовые массы ракеты;

$m_{\text{бо}}(\bar{x}, \bar{p}), m_{\text{бо}}^{tp}$ – расчетная и требуемая массы боевого оснащения;

L_p, L_p^{tp} – расчетная и требуемая длины ракеты;

$L_{\text{тч}}, L_{\text{тч}}^{tp}$ – расчетная и требуемая длины головной части ракеты;

$D_p(\bar{x}, \bar{p}), D_p^{\text{доп}}$ – расчетный и допустимый диаметры ракеты.

Математическая модель ракеты представлена в виде оператора $\tilde{F} = R(z)$ с областью определения на множестве $Z = \tilde{X}^k \times \tilde{P}^m$ и областью значений на множестве F , сопоставляющего каждому элементу множества $z(\bar{x}, \bar{p}) \in Z$ множество выходных характеристик ракеты $\tilde{F} \subset F$.

Выходными данными, получаемыми в результате решения комплексной задачи, являются: значение целевой функции $L = L(\bar{x}, \bar{p})$ (дальность полета ракеты), оптимальные значения вектора оптимизируемых параметров \bar{p}^* , программы управления движением ракеты $\varphi_{\text{пр}j} = \varphi_{\text{пр}j}(t)$, габаритно-массовые характеристики ракеты в целом, основных ее элементов и подсистем; прочностные, аэродинамические, баллистические, энергетические характеристики ракеты.

Сформулированная комплексная задача оптимизации проектных параметров и программ управления в зависимости от выбранного комплекса ограничений (4)–(6) может быть использована при проектировании управляемых ракет различных классов, совершающих полеты по баллистической, аэробаллистической и комбинированной траекториям.

Система уравнений движения центра масс ракеты в проекциях на оси земной системы координат, которая использовалась при решении рассматриваемой комплексной задачи, приведена в [28]. Математические модели для определения основных характеристик ракеты в целом и входящих в

ее состав подсистем и элементов приведены в [18–20, 22, 23, 29–32].

Структура математической модели, а также последовательность расчета целевой функции при оптимизации проектных па-

раметров, программ управления и основных характеристик ракеты приведены на рисунке.



Рис. Структура математической модели УРО:

ККС – конструктивно-компоновочная схема; ГМХ – габаритно-массовые характеристики;
 ТРТ – твердое ракетное топливо; КМ – конструкционные материалы;
 РДТТ – ракетный двигатель на твердом топливе; СБ – сопловой блок; ПС – продукты сгорания;
 ИД – исходные данные; $P(t)$ – изменение во времени тяги маршевого РДТТ;
 $m_c(t)$ – изменение во времени массового секундного расхода продуктов сгорания маршевого РДТТ

Иллюстративный пример

Разработанное методическое обеспечение для оптимизации на начальном этапе проектирования проектных параметров, параметров траектории и программ управления ракет различного назначения позволяет определять основные характеристики ракет перспективных РСЗО при ограниченном объеме имеющейся в рекламных проспектах исходной информации.

В качестве примера ниже приведено исследование по определению габаритно-массовых, энергетических и баллистических характеристик двух вариантов ракет перспективных РСЗО крылатой схемы производства КНР с использованием имеющейся в открытых источниках информации

об их основных характеристиках, приведенной в табл. 1 [3].

Таблица 1
 Основные характеристики ракет РСЗО производства КНР (заявленные)

Характеристика	Значение	
	1 вариант	2 вариант
m_0 , кг	1470,0	957,0
L , км	280,0	260,0
L_p , мм	7200,0	7400,0
D_p , мм	400,0	300,0
m_{BO} , кг	200,0	150,0

Примечание. Символ m_0 – стартовая масса ракеты; L – дальность полета; L_p – полная

длина ракеты; D_p – диаметр цилиндрической части ракеты; $m_{\text{БО}}$ – масса боевого оснащения.

При определении основных характеристик рассматриваемых ракет для осуществления расчетов дополнительно использовалась информация, приведенная в табл. 2.

Таблица 2

Дополнительная информация по характеристикам ракет (экспертная оценка)

Характеристика	Значение	
	1 вариант	2 вариант
p_k^{CP} , кгс/см ²	75,0	75,0
D_a , мм	336,0	260,0
$L_{\text{кр}}$, мм	200,0	150,0

Примечание. Символ p_k^{CP} – среднее значение давления в камере сгорания маршевого РДТТ; D_a – диаметр среза сопла маршевого РДТТ; $L_{\text{кр}}$ – длина газовада перед критическим сечением сопла.

Далее представлены результаты исследований по определению основных характеристик рассматриваемых вариантов ракет РСЗО, в частности в табл. 3 – расчетные характеристики их первого варианта.

Таблица 3

Основные характеристики ракеты со стартовой массой $m_0=1470,0$ кг (расчетные)

Характеристика	Значение	Характеристика	Значение	Характеристика	Значение
m_0 , кг	1470,0	D_a , м	0,336	$\delta_{\text{КС}}$, м	0,0018
$m_{\text{ГЧ}}$, кг	331,5	ζ	2,4971	γ	0,84
$L_{\text{ГЧ}}$, м	1,648	$P_{\text{пуст}}$, кгс	16333,3	$V_{\text{КС}}$, м ³	0,5715
$L_{\text{ГЧ}}^{\text{цил}}$, м	1,059	m_c , кг/с	60,530	$m_{\text{РДТТ}}^{\Sigma}$, кг	154,89
L_p , м	7,199	t_{Σ} , с	14,40	$m_{\text{корп}}$, кг	137,7
μ_k	0,435039	$J_{\text{уд}}$, с	269,84	$m_{\text{СБ}}$, кг	17,18
$V_{\text{пуст}}$	0,09	m_{T}^{Σ} , кг	830,49	$m_{\text{ПХО}}$, кг	9,0
$d_{\text{кр}}$, м	0,135	$L_{\text{РДТТ}}$, м	5,451	$m_{\text{ХО}}$, кг	53,1

Примечание. В табл. 3 дополнительно к введенным ранее использованы следующие обозначения: $m_{\text{ГЧ}}$ – масса ГЧ ракеты; $L_{\text{ГЧ}}$ – длина

ГЧ; $L_{\text{ГЧ}}^{\text{цил}}$ – длина цилиндра ГЧ; $d_{\text{кр}}$ – диаметр критического сечения сопла маршевого РДТТ; ζ – степень расширения сопла маршевого РДТТ; m_c – массовый секундный расход продуктов сгорания; t_{Σ} – полное время работы маршевого РДТТ; $J_{\text{уд}}$ – удельный импульс маршевого РДТТ в пустоте; m_{T}^{Σ} – полный запас топлива маршевого РДТТ; $L_{\text{РДТТ}}$ – длина маршевого РДТТ; $\delta_{\text{КС}}$ – толщина оболочки камеры сгорания маршевого РДТТ; γ – коэффициент заполнения камеры сгорания твердым ракетным топливом; $V_{\text{КС}}$ – объем камеры сгорания; $m_{\text{РДТТ}}^{\Sigma}$ – суммарная масса конструкции маршевого РДТТ; $m_{\text{корп}}$ – масса корпуса маршевого РДТТ; $m_{\text{СБ}}$ – масса соплового блока маршевого РДТТ; $m_{\text{ПХО}}$ – суммарная масса переходного отсека с находящимися в нем элементами; $m_{\text{ХО}}$ – суммарная масса хвостового отсека с силовыми приводами и элементами питания для приведения в действие аэродинамических рулей.

Параметры траектории полета ракеты с представленными в табл. 3 расчетными характеристиками приведены в табл. 4.

Таблица 4

Параметры траектории полета ракеты со стартовой массой $m_0=1470,0$ кг

Характеристика	Значение	Характеристика	Значение
L , км	280,033	H_{max} , км	48,0
$\varphi_{\text{ст}}$, град	63,5	$Q_{H_{\text{max}}}$, кгс/м ²	77,2
$\varphi_{\text{АУТ}}$, град	37,07	t_{φ_c} , с	42,60
$V_{\text{АУТ}}$, м/с	1708,1	$V_{\text{ц}}$, м/с	386,51
α_{const} , град	12,0	$\varphi_{\text{ц}}$, град	–90,0

Примечание. В табл. 4 дополнительно к введенным ранее использованы следующие обозначения: $\varphi_{\text{ст}}$ – угол тангажа при наклонном старте ракеты; $\varphi_{\text{АУТ}}$ – угол тангажа в конце активного участка траектории; $V_{\text{АУТ}}$ – скорость ракеты в конце активного участка траектории; α_{const} – постоянный угол атаки на

одном из пассивных участков траектории; $t_{\varphi_{ц}}$ – продолжительность разворота ракеты на требуемый угол тангажа при подлете к цели; $V_{ц}$ – скорость подлета к цели.

Результаты расчетов показали, что основные характеристики первого варианта ракеты, приведенные в табл. 1, могут быть присущи ракете с массой ГЧ $m_{ГЧ}=331,5$ кг и длиной ГЧ $L_{ГЧ}=1,648$ м.

Основные расчетные характеристики второго варианта ракеты приведены в табл. 5, а параметры траектории полета ракеты с такими характеристиками – в табл. 6.

Таблица 5

Основные характеристики ракеты со стартовой массой $m_0=957,0$ кг (расчетные)

Характеристика	Значение	Характеристика	Значение	Характеристика	Значение
m_0 , кг	957,0	D_a , м	0,260	$\delta_{КС}$, м	0,0017
$m_{ГЧ}$, кг	187,4	ζ	2,36	γ	0,805
$L_{ГЧ}$, м	1,257	$P_{пуст}$, кгс	10633,3	$V_{КС}$, м ³	0,36086
$L_{ГЧ}^{цил}$, м	0,636	m_c , кг/с	40,59	$m_{РДТТ}^{\Sigma}$, кг	121,34
L_p , м	7,400	t_{Σ} , с	13,01	$m_{корп}$, кг	108,5
μ_k	0,474766	$J_{уд}$, с	261,97	$m_{СБ}$, кг	12,86
$V_{пуст}$	0,09	m_T^{Σ} , кг	502,65	$m_{Тько}$, кг	7,3
$d_{кр}$, м	0,110	$L_{РДТТ}$, м	6,064	$m_{ХО}$, кг	47,2

Таблица 6

Параметры траектории полета ракеты со стартовой массой $m_0=957,0$ кг

Характеристика	Значение	Характеристика	Значение
L , км	259,99	H_{max} , км	48,0
$\varphi_{ст}$, град	63,5	$Q_{H_{max}}$, кгс/м ²	58,0
$\varphi_{АУТ}$, град	41,96	$t_{\varphi_{ц}}$, с	48,6
$V_{АУТ}$, м/с	1540,6	$V_{ц}$, м/с	404,23
α_{const} , град	12,0	$\varphi_{ц}$, град	-90,0

По результатам расчетов характеристики второго варианта ракеты, приведенные в табл. 1, могут быть присущи ракете с массой ГЧ $m_{ГЧ}=187,4$ кг и длиной ГЧ $L_{ГЧ}=1,257$ м.

Выводы

Анализ разработанных и разрабатываемых ракет РСЗО показал, что в развитии их тактико-технических характеристик прослеживаются следующие тенденции:

- увеличение максимальной дальности стрельбы до 290 км, характерной для ОТРК, путем увеличения запаса ТРТ, использования высокоэнергетических смесевых ТРТ, применения высокопрочных конструкционных материалов, использования аэродинамических схем с повышенным аэродинамическим качеством, в частности с крыльями малого удлинения, а также применения двухступенчатых компоновочных схем;

- повышение точности стрельбы до 5–10 м за счет применения бесплатформенных инерциальных навигационных систем, интегрированных с помехоустойчивыми спутниковыми навигационными системами; до 2–5 м – за счет интегрирования вышеуказанных систем с оптико-электронными, радиолокационными или комплексированными головками самонаведения;

- обеспечение высокой маневренности, которая позволяет увеличить вероятность преодоления противоракетной обороны противника, обеспечить наведение на подвижные и стационарные цели, реализовать угол встречи с поверхностью Земли $\sim 90^\circ$, обеспечивать в процессе выполнения залпового пуска нанесение удара по 6–8 отдельно расположенным целям на площади размером до 20×20 км, создавать на базе ракет РСЗО эффективные противокорабельные ракетные комплексы;

- оснащение различными типами БЧ массой до 200 кг: осколочно-фугасными, бронебойными, проникающими, термобарическими, кассетными с кумулятивно-осколочными БЭ, проникающими осколочными БЭ, осколочными БЭ неконтактного

подрыва, самоприцеливающимися БЭ, противотанковыми и противопехотными минами при отказе ряда стран (США, Израиль и др.) от разработки и применения касетных БЧ;

– применение многорежимных взрывателей для подрыва БЧ, обеспечивающих различные возможности поражения целей одним типом БЧ;

– использование в качестве боевого оснащения ракет РСЗО малогабаритных БПЛА для ведения оперативной разведки в районе целей и передачи необходимой информации о них на командные пункты РСЗО.

С учетом выявленных тенденций развития тактико-технических характеристик ракет РСЗО было разработано методическое обеспечение для системного анализа и оптимизации принципиальных схем, основных характеристик, проектных параметров, параметров траекторий и программ управления движением на начальном этапе проектирования.

Исследования показали, что разработанное методическое обеспечение позволяет определять основные характеристики ракет перспективных РСЗО на основе ограниченного объема исходной информации, в частности габаритно-массовые характеристики ракеты в целом, основных подсистем и элементов, входящих в ее состав, энергетические характеристики маршевых РДТТ, баллистические характеристики ракет, осуществляющих движение по баллистическим, аэробаллистическим и комбинированным траекториям.

Список использованной литературы

1. Дегтярев А. В. Ракетная техника. Проблемы и перспективы: избранные научно-технические публикации. Днепропетровск, 2014. 420 с.

2. Про затвердження Порядку здійснення державного контролю за міжнародними передачами товарів подвійного використання: Постанова Кабінету Міністрів України від 28 січня 2004 р. № 86. Дата оновлення: 29.11.2018. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/86-2004-%D0%BF> (дата обращения 01.09.2019).

3. Catalogue China Aerospace Long-march International. February, 2017. 136 p.

4. Реактивные системы залпового огня зарубежных стран: обзор по материалам открытой печати за 1987–2016 гг. и интернета. Днепр, 2016. Ч. I. 205 с.

5. Управляемые ОТРК и ТРК стран мира: обзор по материалам открытой отечественной и зарубежной печати за 2008–2014 гг. и интернета. Днепр, 2014. 162 с.

6. Tail controlled rocket demonstrates near-vertical impact at extended range. URL: https://www.army.mil/article-amp/207357/tail_controlled_rocket_demonstrates_near_vertical_impact_at_extended_range (дата обращения 01.09.2019).

7. SY-400 Short-Range Ballistic Missile. URL: http://www.military-today.com/missiles/sy_400.htm (дата обращения 01.09.2019).

8. Вогняна "Вільха": нова високоточна система залпового вогню. Вперше – детально. URL: <https://defence-ua.com/index.php/statti/4588-vohnyaana-vilkha-nova-vysokotochna-systema-zalpovoho-vohyu-vpershe-detalno> (дата обращения 01.09.2019).

9. Гуров С. В. Реактивные системы залпового огня: обзор. 1-е изд. Тула, 2006. 432 с.

10. The new M30A1 GMLRS Alternate Warhead to replace cluster bombs for US Army Central 71601171. URL: https://www.armyrecognition.com/weapons_defence_industry_military_technology_uk/the_new_m30a1_gmlrs_alternate_warhead_to_replace_cluster_bombs_for_us_army_central_71601171.html (дата обращения 01.09.2019).

11. High-Mobility Artillery Rocket System (HIMARS), a member of MLRS family. URL: <https://army-technology.com/projects/himars/> (дата обращения 01.09.2019).

12. SR-5 Multiple Launch Rocket System. URL: <http://www.military-today.com/artillery/sr5.htm> (дата обращения 01.09.2019).

13. Эффективность сложных систем. Динамические модели / В. А. Виноградов, В. А. Грущанский, С. И. Довгодуш и др. М., 1989. 285 с.

14. Ильичев А. В., Волков В. Д., Грущанский В. А. Эффективность проектируе-

мых элементов сложных систем: учеб. пособие. М., 1982. 280 с.

15. Кротов В. Ф., Гурман В. И. Методы и задачи оптимального управления. М., 1973. 446 с.

16. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М., 1969. 385 с.

17. Тарасов Е. В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. М., 1970. 364 с.

18. Щеверов Д. Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. М., 1978. 264 с.

19. Синюков А. М., Волков Л. И., Львов А. И., Шишкевич А. М. Баллистическая ракета на твердом топливе / под ред. А. М. Синюкова. М., 1972. 511 с.

20. Буров М. А., Варфоломеев В. И., Волков Л. И. Проектирование и испытание баллистических ракет / под ред. В. И. Варфоломеева, М. И. Копытова. М., 1970. 392 с.

21. Сюткина-Доронина С. В. К вопросу оптимизации проектных параметров и программ управления ракетного объекта с ракетным двигателем на твердом топливе. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. № 2 (137). С. 44–59.

22. Аксененко А. В., Баранов Е. Ю., Гурский А. И., Ключков А. С., Морозов А. С., Алпатов А. П., Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Методическое обеспечение для оптимизации на начальном этапе проектирования проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением ракетного объекта. *Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. / ГП "КБ "Южное". Днепр, 2018. Вып. 2 (116). С. 101–116.*

23. Методическое обеспечение для определения на начальном этапе проектирования проектных параметров, программ

управления, баллистических, энергетических и габаритно-массовых характеристик управляемых ракетных объектов, осуществляющих движение по аэробаллистической траектории: отчет по НИР / ИТМ НАНУ и ГКАУ, ГП "КБ "Южное". Днепропетровск, 2017. 159 с.

24. Сенькин В. С. К выбору программ управления движением ракетного объекта по баллистической траектории. *Техническая механика*. 2018. № 1. С. 48–59.

25. Алпатов А. П., Сенькин В. С. Методическое обеспечение для выбора облика, оптимизации проектных параметров и программ управления полетом ракеты-носителя. *Техническая механика*. 2013. № 4. С. 146–161.

26. Алпатов А. П., Сенькин В. С. Комплексная задача оптимизации основных проектных параметров и программ управления движением ракет космического назначения. *Техническая механика*. 2011. № 4. С. 98–113.

27. Сенькин В. С. Оптимизация проектных параметров ракеты-носителя сверхлегкого класса. *Техническая механика*. 2009. № 1. С. 80–88.

28. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. Баллистика ракет. М., 1970. 244 с.

29. Разумев В. Ф., Ковалев Б. К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе: учеб. пособие для вузов. М., 1976. 356 с.

30. Ерохин Б. Т. Теоретические основы проектирования РДТТ. М., 1982. 206 с.

31. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива: учебник для машиностроительных вузов. М., 1987. 272 с.

32. Шишков А. А. Газодинамика пороховых ракетных двигателей: инженерные методы расчета. М., 1974. 156 с.

Статья поступила 30.09.2019