

УДК 004.891: 623.46: 629.78

**Комплекс методик формирования и анализа исходных данных по
фоново-целевой обстановке для средств систем ракетно-космической
обороны**

***Гладков М.С.**, студент
кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*

***Барабаш С.Д.**, студент
кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*

***Фуреев А.Н.**, студент
кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*

***Власюк В.В.**, студент
кафедра «Специальная робототехника и мехатроника»,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*

*Научный руководитель: Старчак С.Л., д.т.н.,
доцент, профессор отдела №1 УВЦ ВИ
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
starchak@bmstu.ru*

Введение

Современные межконтинентальные баллистические ракеты (МБР) – самый мощный вид стратегических наступательных вооружений (СНВ), обладающий высокой эффективностью поражения всех типов целей. Это определяет особую роль МБР в их главном предназначении – быть средством сдерживания, позволяющим предотвратить как ядерную, так и широкомасштабную войну с применением неядерных средств поражения. Высокие боевые возможности современных МБР достигнуты в результате их непрерывного совершенствования на протяжении пятидесяти лет. Параллельно с этим развиваются системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН) и системы противоракетной обороны (СПРО), в основе комплексов которых лежат радиолокационные станции (РЛС) и противоракеты (ПР). В современной военно-политической обстановке важно оперативно и достаточно точно оценивать возможности средств СНВ и ПРО противника в условиях неполноты исходных данных (ИД).

Постановка задачи

В интересах обеспечения доступности для исчерпывающих и всесторонних исследований тактико-технических (ТТХ) и летно-технических (ЛТХ) характеристик, боевых возможностей и эффективности зарубежных образцов ракетной техники, как существующей, так и перспективной, необходима разработка взаимоувязанного комплекса методик и моделей. Методический аппарат должен отображать множество исходных данных (ИД) по ракета-носителям (РН) и противоракетам (ПР) в показатели их ЛТХ и боевых характеристик в следующем виде:

$$q = F(\mu, X),$$

где μ – множество ИД, X - некоторые неизвестные параметры, требующие уточнения или определения, q - множество показателей ЛТХ.

Предварительный анализ позволяет определить круг основных задач, решение которых обеспечивает синтез требуемого методического аппарата:

- разработка методики поэтапного формирования и уточнения ИД;
- выбор математического аппарата для исследования динамических и кинематических характеристик произвольного варианта ракетной техники;
- предварительная оценка адекватности разрабатываемого методического аппарата.

Методика формирования исходных данных

В основе методики формирования ИД по образцам вооружения лежит их классификация по следующим основным признакам:

- по функциональному назначению;
- по компоновке;
- по виду двигательной установки;
- по методу наведения и системе управления;
- по типу полезной нагрузки.

В связи с тем, что в настоящее время при проектировании ракетной техники трудно добиться существенного улучшения их ТТХ, для каждого пункта классификации задаются эталонные данные, полученные из открытых источников или рассчитанные упрощенными методами. Основными ИД, используемыми на первом этапе оценки ЛТХ ЛА являются:

- масса-габаритная сводка;
- тип и предполагаемые характеристики топлива;
- метод наведения.

На этом этапе производится моделирование движения центра масс ЛА и получение семейства траекторий, позволяющих определить внутренние параметры множества X . Этими параметрами являются максимальные действующие перегрузки, скоростные напоры, время работы ДУ, программы движения на АУТ, дальности или зоны поражения. Если какие-либо ИД неизвестны, или же являются недостоверными, на этом этапе производится их подбор или уточнение с оценкой их влияния на заданный параметр ЛТХ. Результаты этого этапа являются базовыми для следующих этапов уточнения ИД и не могут давать реальных оценок ЛТХ и ТТХ в силу того, что не учитывают реальных технических ограничений ЛА, накладываемых на маневренность, прочность, органы управления и систему управления.

На следующем этапе производится расчет ИД для моделирования углового движения ЛА:

- масса-инерционные характеристики (МИХ);
- аэродинамические характеристики (АДХ).

Для моделирования движения РН и ПР с достаточной точностью требуются расчеты осевых моментов инерции, координат центра тяжести, коэффициентов аэродинамических сил и моментов, координат центра давления. Для этого предлагается представление конструкции исследуемого объекта в виде набора базовых примитивов:

- конической, сферической, головной части;
- цилиндра;
- стреловидного, ромбовидного крыла.

Комбинируя необходимую компоновку, приближенными методами расчета АДХ и МИХ вышеперечисленных примитивов можно получать необходимые оценочные данные. Используя полученные ИД можно оценивать исследуемый ЛА как объект управления.

Выбор математической модели движения летательного аппарата

В основу математической модели движения ЛА положены дифференциальные уравнения (ДУ) движения центра масс в инерциальной геоцентрической системе координат (ИГСК) (1) и углового движения в связанной системе координат (СВСК) (2). Кинематическое уравнение вращения описывается с применением кватернионов (3), что позволяет избегать математических неопределенностей в случаях, когда уравнения движения, основанные на применении кинематических выражений Эйлера, вырождаются или теряют смысл. Это позволяет использовать данную математическую модель движения без ограничений по классу исследуемого ЛА.

$$\frac{d\bar{V}_a}{dt} = \sum_{i=1}^n \bar{F}_i \quad (1)$$

$$\frac{d\bar{\omega}}{dt} = \sum_{j=1}^m \bar{M}_j \quad (2)$$

$$\frac{d\Lambda}{dt} = \frac{1}{2} \bar{\omega} \cdot \Lambda, \quad (3)$$

где $\bar{V}_a$ – вектор абсолютной скорости в ИГСК, $\bar{F}_i$ – вектора сил в ИГСК, действующих на ЛА, $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости вращения ЛА в СВСК, $\bar{M}_j$ – моменты, действующие на ЛА в СВСК, Λ – кватернион.

В математической модели используются следующие допущения:

- Модель Земли и гравитационного поля по ГОСТ Р 51794-2001;
- Атмосфера стандартная по ГОСТ 4401-81.

Выбор математической модели летательного аппарата как объекта управления

Для летательных аппаратов, тип которых рассматривается в рамках данной задачи, характерным является наличие управления по каналам углов тангажа, рыскания и крена. В зависимости от назначения ЛА и метода наведения законы управления должны обеспечивать стабилизацию и наведение ЛА на цель. Классический подход при решении задачи управления пространственным движением – линеаризация уравнений движения с последующим получением передаточной функции ЛА по каналу управления. Схематически контур управления может быть представлен в виде схемы рис. 1, где УУ – управляющее устройство, УО – управляемый объект, $g(t)$ – задающее воздействие, $u(t)$ – управляющее воздействие, $f(t)$ – возмущающее воздействие, $q(t)$ – действительное значение регулируемого параметра. Система реализуется по принципу обратной отрицательной связи.

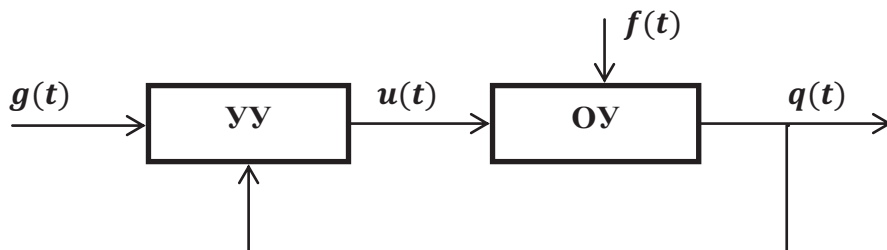


Рис. 1. Схема замкнутой автоматической системы управления

Таким образом, линеаризованные уравнения по 3 каналам управления ЛА представляются в следующем виде

$$\sum_{j=1}^3 [m_{ij}(t)\ddot{q}_j + r_{ij}(t)\dot{q}_j + n_{ij}(t)q_j] = a_i(t)u_i + f_i(t) \quad i = 1, 2, 3,$$

где q_j – обобщенная координата, $m_{ij}, r_{ij}, n_{ij}, a_i$ – динамические коэффициенты, f_i – возмущающие силы и моменты. Закон управления в общем виде записывается как

$$u(t) = \sum_{j=1}^3 [b_{1j}(t)\ddot{q}_j + b_{2j}(t)\dot{q}_j + b_{3j}(t)q_j]$$

Предложенный подход позволяет производить моделирование возмущенного движения и оценивать полноценную динамику ЛА. Возмущающими параметрами могут быть как технологические (отклонения массы или удельного импульса топлива, центровок, АДХ, погрешности закрепления приборов, и.т.д.), так и внешние факторы, действующие на ЛА в процессе полета (ветер, сезонные отклонения атмосферы от стандартной). Технологические возмущения задаются вероятностным методом в виде допусков отклонений от номинальных значений параметров. Для каждой реализации полета генерируется случайная совокупность возмущающих параметров.

Подход к моделированию систем наведения и управления полетом

В общем случае модель ошибок системы управления и стабилизации должна учитывать следующие виды погрешностей:

- погрешность, обусловленная законами управления (погрешность формирования управляющих импульсов). Можно представить в виде отдельных составляющих точностей программного управляющего момента, момента парирования возмущений и момента стабилизации;
- погрешность отработки импульсов (например, эксцентриситет тяги).

Формируемый программный закон управления (4) является, в общем случае, функцией от следующих параметров:

- относительной позиции $r(t)$;
- относительной скорости $v(t)$;
- ускорения цели $a(t)$;
- маневрирования цели;
- оценки неопределенности - неточности модели, шумы;

$$u(t) = f(r(t), v(t), a(t), j(t), w(t)) \quad (4)$$

Также на закон управления накладываются ограничения от органов управления для обеспечения требуемого запаса характеристической скорости и качества по быстродействию.

При моделировании систем наведения и управления полётом обычно выделяют основные системы в качестве отдельных блоков:

- инерциальная навигационная система (ИНС);
- наведения и самонаведения (СН);

- оценивание параметров (фильтры Калмана для алгоритмов наведения и ИНС);
- формирование оптимального закона управления;
- исполнительное устройство для реализации маневра ЛА.

Для классического подхода создания системы наведения и управления полетом характерна разработка каждого компонента системы отдельно (автономно) в рамках специальных методов синтеза. Структурная схема такой модели системы наведения и управления полетом может быть представлена в виде схемы рис. 2, где ОС – обратная связь, ЧЭ – чувствительные элементы, СНС – спутниковая навигационная система.

При синтезе законов и фильтров систем наведения и управления может быть получена дополнительная составляющая ошибки вследствие несогласованности управляющих команд. Кроме того, после разработки отдельных компонентов, они должны быть неоднократно настроены и изменены с учетом поправок, чтобы была достигнута требуемая точность. Это может привести к неоптимальности системы управления и снижению ЛТХ ЛА относительно технически достижимых.



Рис. 2. Структурная схема системы управления

Другим возможным подходом к построению системы наведения и управления полетом является построение интегрированного алгоритма управления с использованием теории динамических игр. Он заключается в интеграции систем наведения и управления с целью достижения оптимального объединения ракетных подсистем. Структурная схема системы управления при использовании такого подхода изображена на рис. 3.

В такой структуре не существует разделения на наведение и управление полетом, что может существенно повысить вероятность осуществления перехвата (вероятность вывода полезной нагрузки на траекторию с требуемыми параметрами). В основе построения интегрированной системы лежит теория принятия решений в условиях неопределенности и теория динамических игр.

Можно рассматривать формирование закона управления как динамическую игру с конфликтом интересов. В качестве игроков рассматриваются отдельные блоки интегрированной системы наведения и управления. В теории динамических игр оптимальным решением игры является одна или несколько таких стратегий для каждого из игроков, при этом любое отклонение от данных стратегий не улучшает плату тому или другому игроку, т.е. увеличивает конечный промах. В качестве критерия принятия решения может быть использован минимаксный критерий. Если величина v – представляет конечный промах, то он сводится к выбору альтернативы, дающей минимальный промах из всех наихудших возможных альтернатив промахов:

$$\min\{\max v(u(t), w(t))\},$$

где $u(t)$ – закон управления, $w(t)$ – случайные возмущения.

Одним из возможных вариантов построения оптимального решения для величины v в дискретной форме является:

$$\min_{u_k} \max_{w_k} v_\gamma(u_k, w_k) = |x_N|^2 - \gamma^2 |x_0 - \hat{x}_0|^2 + \sum_{k=0}^{N-1} \{|z_k|^2 - \gamma^2 |w_k|^2\}$$

где x_N – вектор конечного состояния перехвата, $x_0 - \hat{x}_0$ – ошибка оценивания на начальном этапе, w_k – вектор возмущений, предполагается белым шумом и описывается статистическим образом, z_k – вектор измерений, γ – величина, характеризующая уровень минимального затухания возмущений в системе управления.

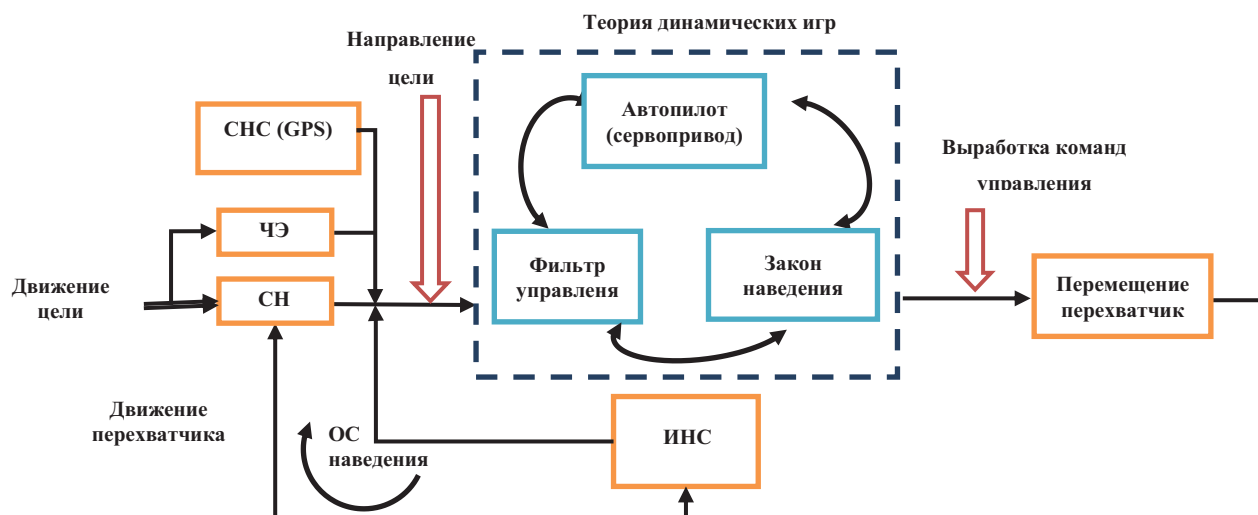


Рис. 3. Структурная схема при построении системы управления методом динамических игр

Математическая модель системы ориентации и навигации

Для имитации движения ЛА была разработана математическая модель инерциальной системы ориентации и навигации на основе алгоритмов, применяемых во многих БИНС навигационного класса точности.

Основой алгоритма является последовательное интегрирование входных сигналов от блоков чувствительных элементов - триады гироскопов и триады акселерометров с учетом преобразования координат. Пересчет между стартовой инерциальной системой координат и связанной с объектом производится в кватернионной форме.

Для учета динамики объекта были предусмотрены блоки предварительного интегрирования и компенсации конического движения, а также добавка к приращению скоростей, вызванная уходом связанной системы координат относительно инерциальной на периоде интегрирования.

В качестве чувствительных элементов угловой скорости предполагаются датчики угловой скорости (ДУС) на базе лазерных гироскопов. Этот вид гироскопов является наиболее распространенным для применения на высокоманевренных ЛА. Выходной сигнал об угловой скорости объекта у таких датчиков является дискретным (по своей природе) - не требует дополнительного преобразования и содержит ряд ошибок, частично описываемых в паспорте изделия. Для исследования их влияния через системы ориентации и управления на показатели ЛТХ ЛА была составлена модель ошибок.

Математическая модель ошибок чувствительных элементов включает в себя дрейфы гироскопов и акселерометров, перекосы осей и погрешности установки, неточности масштабных коэффициентов, погрешности расчета удельной гравитационной

силы, а также влияние ускорений объекта на дрейфы гироскопов с учетом перекрестных связей, вызванных перекосами. В переменных состояния обобщенное уравнение движения объекта:

$$\dot{X} = AX + BW(t),$$

где X – вектор состояния, A – матрица объекта, B – матрица хода, $W(t)$ – вектор возмущений, предполагается белым шумом и описывается статистическим образом.

В дискретной форме

$$X_{k+1} = (I + AI)X_k + BW_k,$$

где $\Phi = I + AI$ - матрица перехода.

Программная реализация комплекса математических моделей для исследования ТТХ и ЛТХ ракетной техники

В качестве инструмента для решения поставленной задачи разработан макет математической модели, который позволяет численно решать системы обычных дифференциальных уравнений в форме Коши методом Рунге-Кутты 4 порядка. Его структура представлена на рис. 4. Управляющая программа задает такие настройки, как минимальный и максимальный шаг интегрирования, количество и точности интегрируемых функций (ИФ), точности функций выхода (ФВ). ФВ позволяют организовывать события внутри моделируемой системы по какому-либо параметру, что часто используется для задания циклограммы полета ЛА.

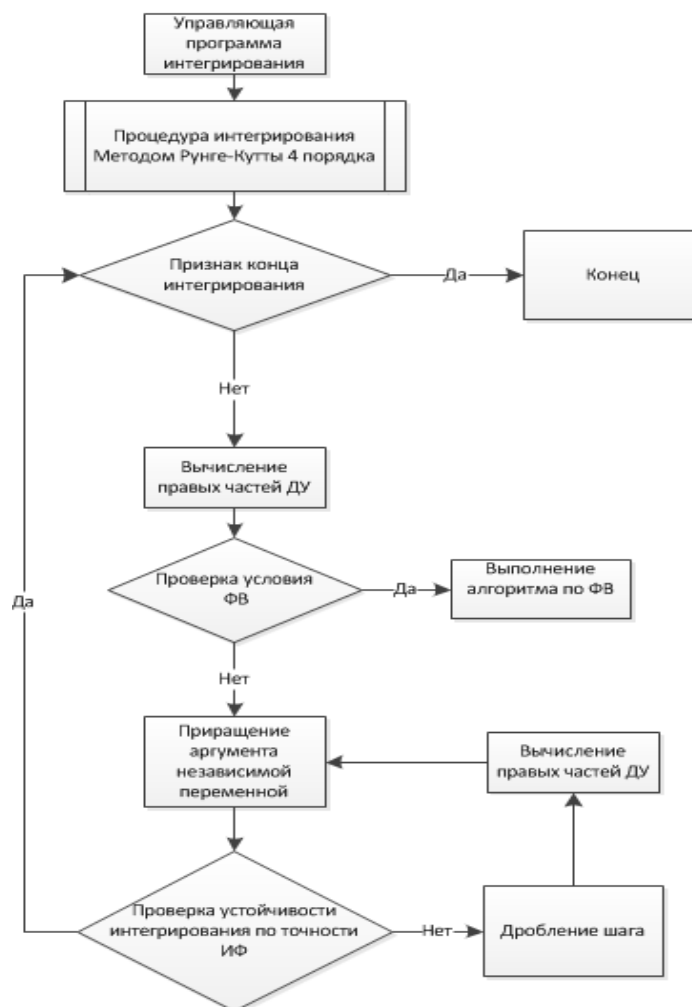


Рис. 4. Блок-схема макета математической модели

Пример использования методики и макета математической модели ЗУР SM-3

Основу макета математической модели составляют 4 модуля:

1. FS_SM3 – моделирование ЛА;
2. BINS – моделирование работы БИНС;
3. Вычислительный комплекс интегрирования ДУ движения;
4. Модуль расчета попадающей траектории.

На вход модели поступают следующие ИД:

- координаты перехватчика и цели на момент старта;
- МИХ, АДХ, сведения о ДУ ракеты-перехватчика, ИД по системе управления;
- параметры движения цели;
- параметры вычислительного комплекса (min, max шаги, точности ИФ и ФВ).

По результатам моделирования выдается информация в необходимом виде и оценивается возможность перехвата.

В качестве прототипа для моделирования используется зенитная управляемая ракета SM-3, характеристики которой взяты из открытых источников.

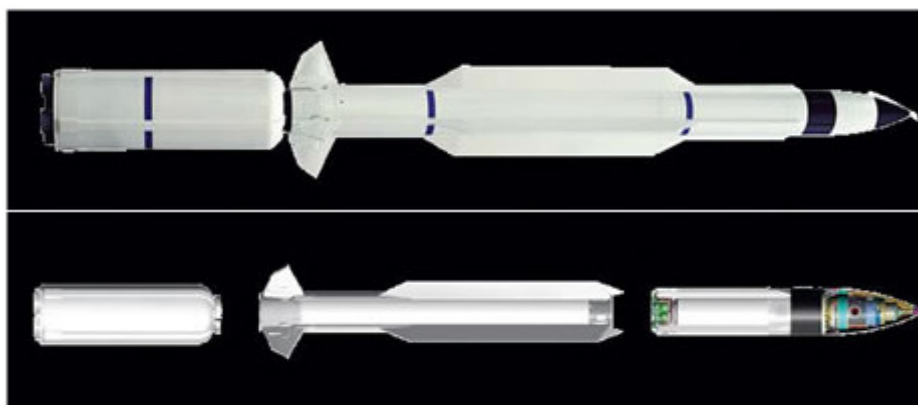


Рис. 5. Внешний облик ракеты SM-3

Конструктивно исследуемая зенитная ракета состоит из 3 разгонных ступеней и ГЧ с кинетическим перехватчиком. В качестве ОУ используются реактивные двигатели с возможностью отклонения вектора тяги и аэродинамические рули. В качестве ИД по данной ракете принимаются:

- геометрические и массовые характеристики ступеней;
- характеристики двигательных установок ДУ.

Характеристики ступеней

Параметр	1 ступень	2 ступень	3 ступень
m_{0i} , кг	1500	800	300
m_{Ti} , кг	460	380	136
$m_{ki} + m_{Ti}$, кг	700	500	170
m_{ki} , кг	240	120	34
$m_{пni}$, кг	800	300	130
$J_{удi}$, м/с	2650	2800	3000

Где m_{0i} – начальная масса i -й ступени, m_{Ti} - масса топлива i -й ступени, m_{ki} - масса пустой конструкции i -й ступени, $m_{пni}$ - масса полезной нагрузки для i -й ступени, $J_{удi}$ - удельный импульс ДУ i -й ступени.

Как видно из внешнего облика (рис. 5), зенитная ракета выполнена по нормальной аэродинамической схеме. В качестве головной части используется цилиндр. Разгонный блок первой ступени представляет собой цилиндр, на второй ступени расположены

стабилизирующие поверхности. Разгонный блок третьей ступени так же представляет собой цилиндрическое тело.

Для предварительных аэродинамических расчетов необходимо задаться геометрическими характеристиками исследуемого объекта:

$L_p = 6.55$ м – длина ракеты

$d_{m1} = 0.53$ м – диаметр мишени 1 ступени

$d_{m2} = d_{m3} = 0.35$ м – диаметр мишени 2 и 3 ступеней

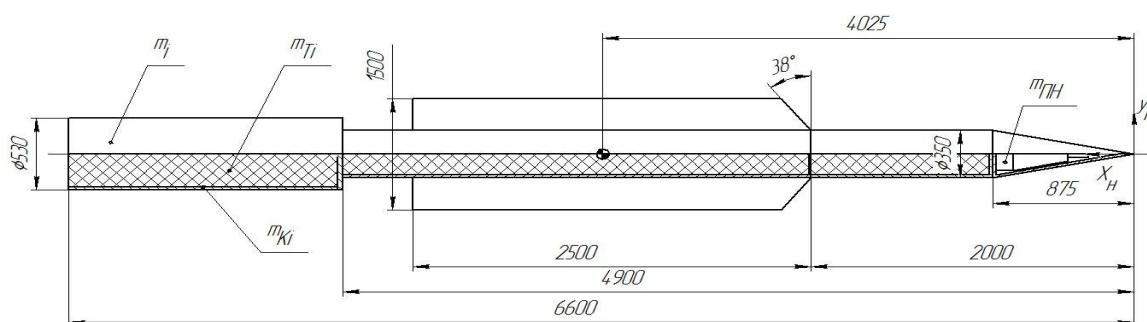
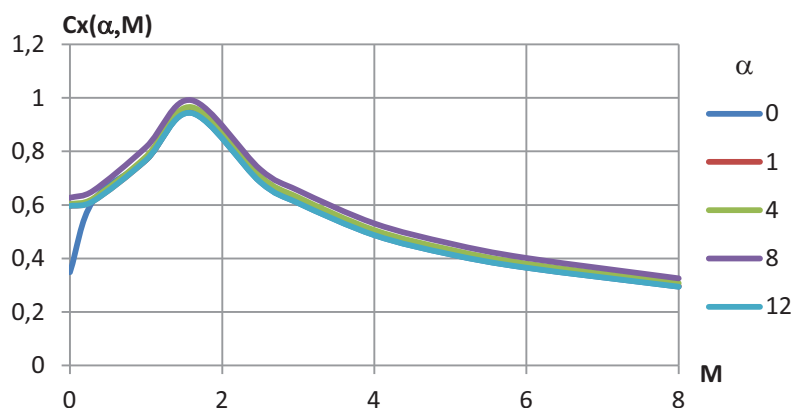


Рис. 6. Геометрические характеристики исследуемого объекта

Для данной аэродинамической компоновки и геометрических размеров приближенными методами при малых углах атаки получены следующие АДХ (рис. 7).

На рис. 8 представлено семейство траекторий в плоскости стрельбы перехватчика на АУТ. Анализ полученных данных подтверждает заявленные в открытых источниках возможности исследуемой ЗУР по достижению высоты (250 км) и дальности (500 км). Дальность оценивалась по эллиптической теории исходя из конечных параметров траектории на АУТ.



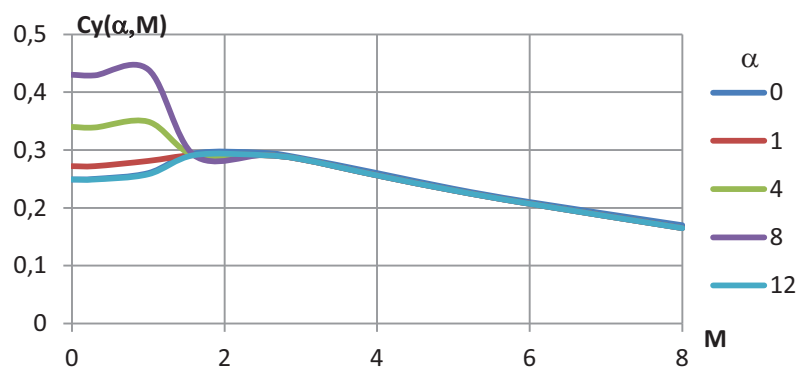


Рис. 7. Зависимости аэродинамических коэффициентов

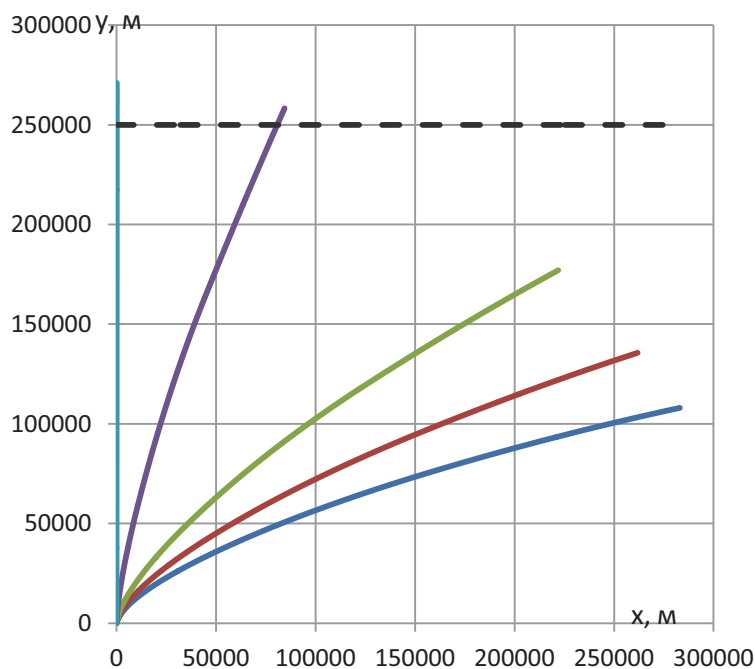


Рис. 8. Семейство траекторий ЛА

Заключение

В данной статье рассмотрены подходы к анализу ЛТХ и ТТХ современных и перспективных образцов ракетно-космической техники. Разработана методика оценки ИД, математическая модель движения ЛА и функционирования системы управления, программное обеспечение.

С использованием разработанного методического аппарата проведены оценки характеристик движения ЗУР SM-3 на АУТ. Полученные частные результаты не противоречат известным данным, что свидетельствует об адекватности макета математической модели. Направлениями дальнейшего развития данного комплекса является разработка и внедрение модели движения полезной нагрузки (перехватчика) на пассивном участке, в том числе с учетом эффективности системы и алгоритмов самонаведения, обеспечение имитации излучательных и отражательных характеристик

элементов ракет-носителей на различных этапах полета, калибровка модели и уточнение методики с использованием эталонных параметров, в том числе, полученных на средствах автоматизированного проектирования ракетно-космической техники в организациях промышленности. В дополнение к указанным направлениям определенный интерес представляет разработка методик определения неизвестных (недостоверных) частных характеристик РН (ПР), в том числе, путем решения оптимизационных задач относительно интересующих параметров.

Список литературы

1. Лысенко Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет: Учеб. Пособие. – М.:МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007
2. Аэродинамика: учеб. Пособие под ред. В.Т. Калугина – М.:МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010
3. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела В.Н.Бранец, И.П. Шмыглевский, М.: “Наука” , 1973
4. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учебное пособие для вузов. Изд.2-е, переработанное и доп. - М.: Машиностроение, 1973
5. Салычев О.С. Курс лекций “Бесплатформенные инерциальные навигационные системы”, - М.:МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.
6. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions – М.: BMSTU Press, 2004
7. N.F.Palumbo. Homing missile. Guidance and Control. - The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Baltimore Maryland USA, 2010.
8. В.В. Матвеев, В.Я. Распопов Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ “Электроприбор”», 2009 – 280 стр.
9. Колесников К.С. Динамика ракет. М., «Машиностроение», 2003. 520 стр.
10. Солодовников В.В., Плотников В.Н., Яковлев А.В. Теория автоматического управления техническими системами. Учебное пособие. М., Издательство МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1993. 492 стр.
11. А.Ю. Ишлинский. Инерциальное управление баллистическими ракетами М.: “Наука”, 1968

12. Старчак С.Л. Проблема «серой» зоны международного космического права и возможные пути её решения // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. <http://technomag.edu.ru/doc/244105.html>
13. Гринько В.Ф., Люхин А.В. Суханов С.А. Системы и средства ракетно-космической обороны. Коллективная монография -М.:АНО “ЦОПИ”, 2012 -254 с.
14. Пупков К.А., Егупов Н.Д., Колесников Л.В., Мельников Д.В., Трофимов А.И. Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование. Вычислительный эксперимент./ Под ред. Пупкова К.А., Егупова Н.Д. – М.: ФИЗМАТЛИТ. 2011–512 с.
15. М.С. Гладков, С.Д. Барабаш, А.Н. Фуреев Разработка модели для формирования исходных данных по фоновой-целевой обстановке для средств системы ракетно-космической обороны при неполных исходных данных. Студенческий научный вестник, - М.:МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. С. 214.
16. Создание комплекса математических моделей для исследования движения баллистических ракет различных типов на активном участке траектории: НТО о НИР «Скаут-БР»./ ВИ МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М., 2011. – 89 с.
17. Поисковые исследования методов обеспечения контроля за потоками информации в распределённых АСУ специального назначения: НТО о НИР «Скаут-АСУ»./ ВИ МГТУ им. Н.Э. Баумана. С.Д. Барабаш, М. С. Гладков, А.Н. Фуреев [и др.] – М., 2012. – 168 с.
18. Совершенствование имитационно-моделирующей базы обеспечения работ по противоракетной обороне: НТО о СЧ КНИР «Прикрытие-МГТУ»./ ВИ МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М.,2012. – 81 с.