

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.396.6

### ПРОГРАММНО-МЕТОДИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ АВИАЦИОННОЙ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ—ВОЗДУХ» НА ТОЧНОСТЬ ЕЕ НАВЕДЕНИЯ

Захаров И.В.<sup>\*</sup>, Трубников А.А.<sup>\*\*</sup>, Решетников Д.А.<sup>\*\*\*</sup>

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*<sup>\*</sup>e-mail: il-ya-zakharov@yandex.ru*

*<sup>\*\*</sup>e-mail: a-trubnikov@inbox.ru*

*<sup>\*\*\*</sup>e-mail: grapler@yandex.ru*

Предложен инструмент для исследования и оценки влияния технического состояния управляемой авиационной ракеты (УАР) класса «воздух—воздух» на точность ее наведения. В качестве инструмента для исследования приведена программно-методическая система, основой которой является комплекс математических моделей процесса наведения ракеты на воздушную цель. Для проведения многофакторного эксперимента по оценке влияния технического состояния УАР на точность наведения программно-методическая система снабжена рядом модулей, формирующих разнородные исходные данные эксперимента. Для подтверждения работоспособности программно-методической системы приведены отдельные результаты экспериментов в виде траекторий движения УАР и цели, зависимости фазовых координат процесса наведения УАР от времени полета, а также трехмерных функций зависимости показателя качества от варьируемых параметров контроля.

*Ключевые слова:* система наведения, процесс наведения, точность наведения, начальные условия боевого применения, техническое состояние, контролируемые параметры, показатель качества, математическая модель, математическое моделирование, многофакторный эксперимент.

#### Введение

В [1] изложены научно-методические основы количественной оценки технического состояния (ТС) для системы наведения (СН) УАР класса «воздух—воздух». Для этого введены новые понятия функционально-аппаратного потенциала и боевого потенциала ракеты, а также совокупности показателей качества, определяющим из которых является конечный промах ракеты.

Показано, что, используя введенные понятия и показатели качества, а также процедуру системно-технического комбинированного контроля, можно установить монотонную связь между ухудшением технического состояния СН ракеты и уменьшением ее боевого потенциала. В целом, получение такой монотонной зависимости основано на эмпирическом определении значений показателей качества  $W_i$  в зависимости от разнородных исходных дан-

ных с использованием комплекса математических моделей в рамках многофакторного эксперимента (МФЭ).

В статье дается описание инструмента и методологии для исследования и количественной оценки влияния технического состояния УАР класса «воздух—воздух» на точность ее наведения, которые могут быть использованы для реализации методологии, описанной в [1].

#### **Облик программно-методической системы, методология исследования и оценки влияния технического состояния УАР класса «воздух—воздух» на точность ее наведения**

Для исследования количественного влияния текущего технического состояния системы наведения УАР класса «воздух—воздух» на качество процесса наведения необходимо иметь инструмент и методологию, которая бы упорядочивала процесс получения необходимых характеристик в рамках реализации МФЭ.

В качестве инструмента для проведения исследования была разработана программно-методическая система (ПМС), в основе которой реализован комплекс математических моделей процесса наведения (ММ ПН) ракеты на воздушную цель (ВЦ). Методология исследования представляет собой симбиоз взаимосвязанных процедур, а именно:

- выявление и формализация факторов эксперимента, влияющих на качество исследуемого процесса, т.е. на точность наведения ракеты;

- формирование параметрического обоснования начальных условий моделирования ПН;

- обоснование функционального ряда последовательности действий исследователя для получения требуемых результатов в процессе МФЭ.

ПМС и методология исследования процесса наведения должны удовлетворять следующим требованиям:

- воспроизводить в одних и тех же условиях воздействие на исследуемый объект выбранного входного параметра как по отдельности, так и в совокупности со всеми остальными параметрами;

- устанавливать необходимое сочетание значений входных параметров, включенных в эксперимент;

- устанавливать порядок варьирования параметров исследуемого объекта (процесса).

Параметрическое обоснование МФЭ включает в себя:

- выбор состава исследуемых входных параметров;

- выбор состава выходных параметров (показателей качества (ПК)), соответствующих целево-

му назначению исследуемого объекта (процесса) при проведении МФЭ;

- выбор интервалов изменения параметров и задание их конкретных значений.

Формирование функционального ряда последовательности действий исследователя для получения требуемых результатов в процессе МФЭ включает в себя:

- выбор диапазонов изменения значений входных параметров, являющихся необходимыми данными для моделирования;

- задание начальных условий в виде конкретных числовых значений входных параметров;

- задание режима требуемого течения процесса моделирования, определяющего получение тех или иных характеристик;

- запись в память персонального компьютера полученного при моделировании массива результатов;

- анализ значений полученных характеристик;

- изменение начальных условий моделирования;

- повторение рабочего цикла моделирования;

- оценивание массива результатов моделирования по выбранному показателю качества.

Вместе с тем, исходя из объема и глубины решаемых задач, синтез ПМС и методологии оценки влияния технического состояния УАР класса «воздух—воздух» на точность наведения предполагает решение данной задачи в узком и в широком смысле.

Синтез указанной задачи в узком смысле рассматривается как разработка доступного инструмента (методического аппарата) для исследования требуемого процесса или конкретного объекта в малой области варьируемых параметров. В таком виде в [2] разработана подобная ПМС и методология, которая апробирована в ряде научно-исследовательских работ. Блок-схема указанной ПМС приведена на рис. 1.

В широком смысле синтез методики оценки предполагает решение комплекса взаимосвязанных задач в рамках многофакторного эксперимента с большой размерностью исходных данных для объектов исследования и исследуемых процессов, с широким диапазоном начальных условий моделирования и одновременным действием нескольких различных факторов, влияющих на результаты проведения МФЭ.

ПМС и методология исследования, приведенные в [1], не имели контура гибкой обратной связи от результата моделирования к формированию исходных данных для целенаправленного поиска таких областей исходных данных МФЭ, сочетание

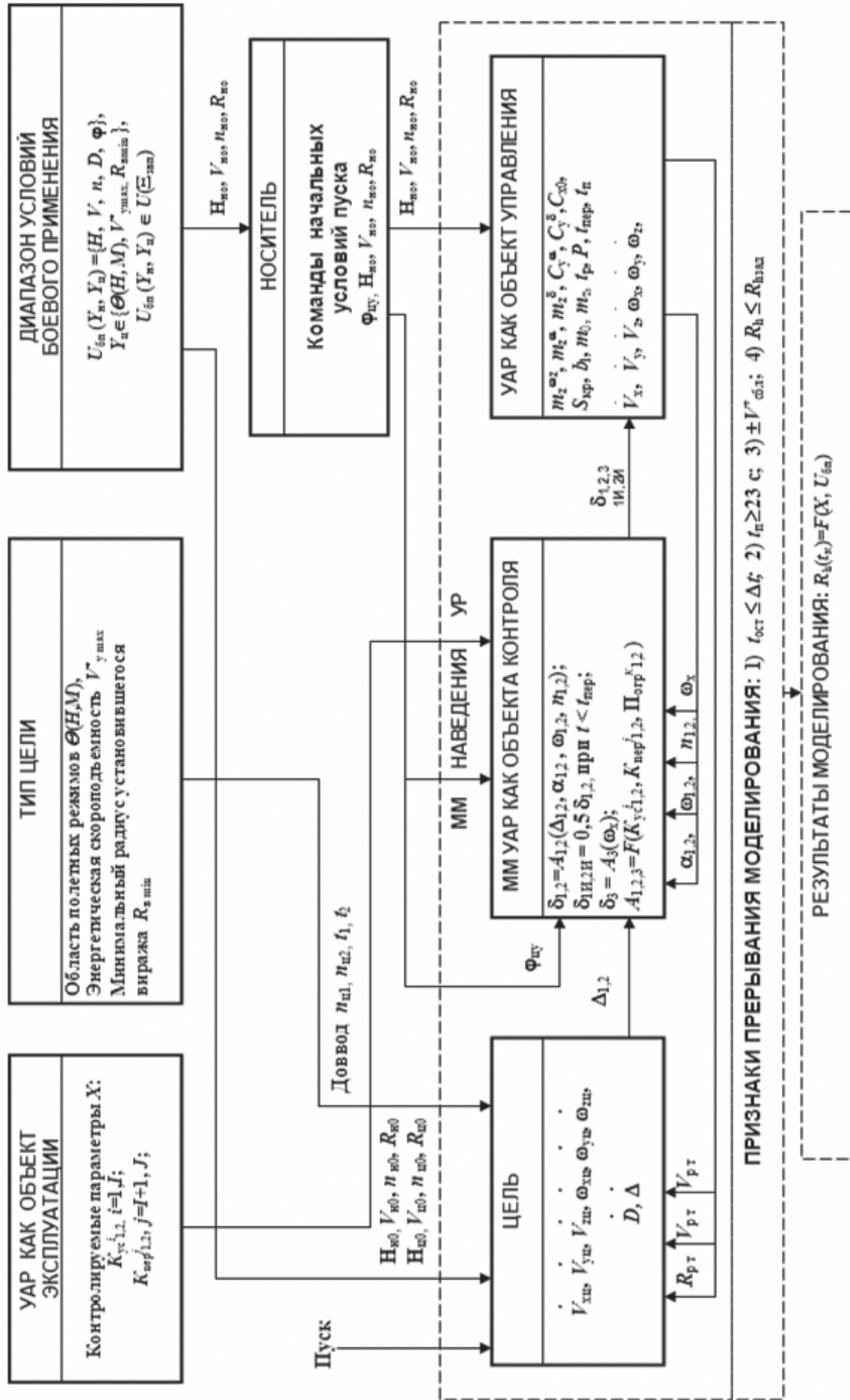


Рис. 1. Блок-схема существующей ПМС

которых позволяет исследователю попасть в область высокой чувствительности ПК к начальным условиям моделирования, исключая долгий монотонный перебор больших массивов исходных данных, не дающих желаемого результата.

В связи с этим указанные ПМС и методология имеют ограниченную область применения и характеризуются большими трудозатратами на проведение МФЭ и оценку его результатов. Кроме того, в ряде ситуаций некоторые полученные данные при использовании указанной ПМС часто воспринимаются исследователем как «вызывающие недоверие парадоксы» [3], если в его распоряжении отсутствуют обобщенные универсальные зависимости, раскрывающие закономерность получаемых результатов.

С учетом сказанного выше было проведено методическое совершенствование указанных ПМС в направлении выявления универсальных зависимостей и закономерностей между исходными данными МФЭ и действием различных факторов. Для этого в разработанную ПМС введены новые модули, в том числе модуль формирования начальных условий математического моделирования процесса наведения на основе приближенных аналитических зависимостей. Кроме того, введены дополнительные перекрестные и обратные связи, введена совокупность конкурирующих моделей СН и ПН. Блок-схема разработанной ПМС приведена на рис. 2.

В рамках решения комплекса взаимосвязанных задач реализация МФЭ происходит в пять этапов:

1. Формирование исходных данных моделирования.

2. Формирование начальных условий моделирования и условий окончания моделирования.

3. Разработка ММ исследуемого процесса наведения УАР и его СН, а также выбор требуемой модели из класса доступных конкурирующих моделей СН как объекта контроля.

4. Моделирование и сохранение результатов моделирования в памяти персонального компьютера.

5. Оценка результатов моделирования по выбранному показателю качества.

Исход проведения эксперимента обусловлен рядом независимых друг от друга факторов. Выделим основные из них:

- тип применяемых УАР;
- текущее техническое состояние конкретной применяемой УАР;
- тип цели и ее летно-технические характеристики (ЛТХ);
- вид и характер противодействия воздушной цели атакующей ее ракете;

- тип носителя УАР и его ЛТХ;
- характер воздушного боя носителя и цели;
- конкретные начальные условия пуска УАР по цели (начальные условия боевого применения).

В связи с этим в ПМС применены пять классов модулей для формирования исходных данных МФЭ, реализованные по технологии баз данных:

- определяющие техническое состояние подсистем УАР;
- определяющие тип цели;
- определяющие тип носителя УАР;
- формирующие начальные условия боевого применения;
- формирующие условия окончания моделирования ПН.

Основой ПМС является комплекс математических моделей процесса наведения (ММПН) УАР на цель, включающий модель движения цели, модель УАР как объекта управления (ОУ), а также совокупность моделей системы наведения УАР как объекта контроля. Перечисленные модели образуют контур наведения, замкнутый через уравнения относительного движения ракеты и цели (ОДРЦ). Комплекс математических моделей процесса наведения УАР на цель реализован в программной среде Borland Си++. Практическая реализация разработанной методологии и проведения МФЭ осуществлялась следующим образом.

**Этап 1. Формирование исходных данных моделирования.**

В рамках первого этапа было сформировано множество типовых целей для исследуемой УАР класса «воздух—воздух». В это множество были включены ЛА вероятного противника с учетом перспектив их сохранения на вооружении в период 2015-30 гг. Также было сформировано множество типовых носителей исследуемой ракеты с учетом перспективы их сохранения на вооружении ВКС РФ за этот же период времени. В качестве типовых носителей рассматривались ЛА, в вариант вооружения которых входит или будет входить, с учетом их модернизации, исследуемая УАР.

Затем по известным ЛТХ и характеристикам вооружения рассматриваемой совокупности ЛА были сформированы исходные данные для моделирования применения по типовым воздушным целям и носителям исследуемой УАР. При этом из всей совокупности ЛТХ ЛА использовались следующие:

- области полетных режимов ВЦ  $\Omega^*(H, M)$ ;
- зависимости энергетической скороподъемности ВЦ  $V_y^*(H, M)$ ;

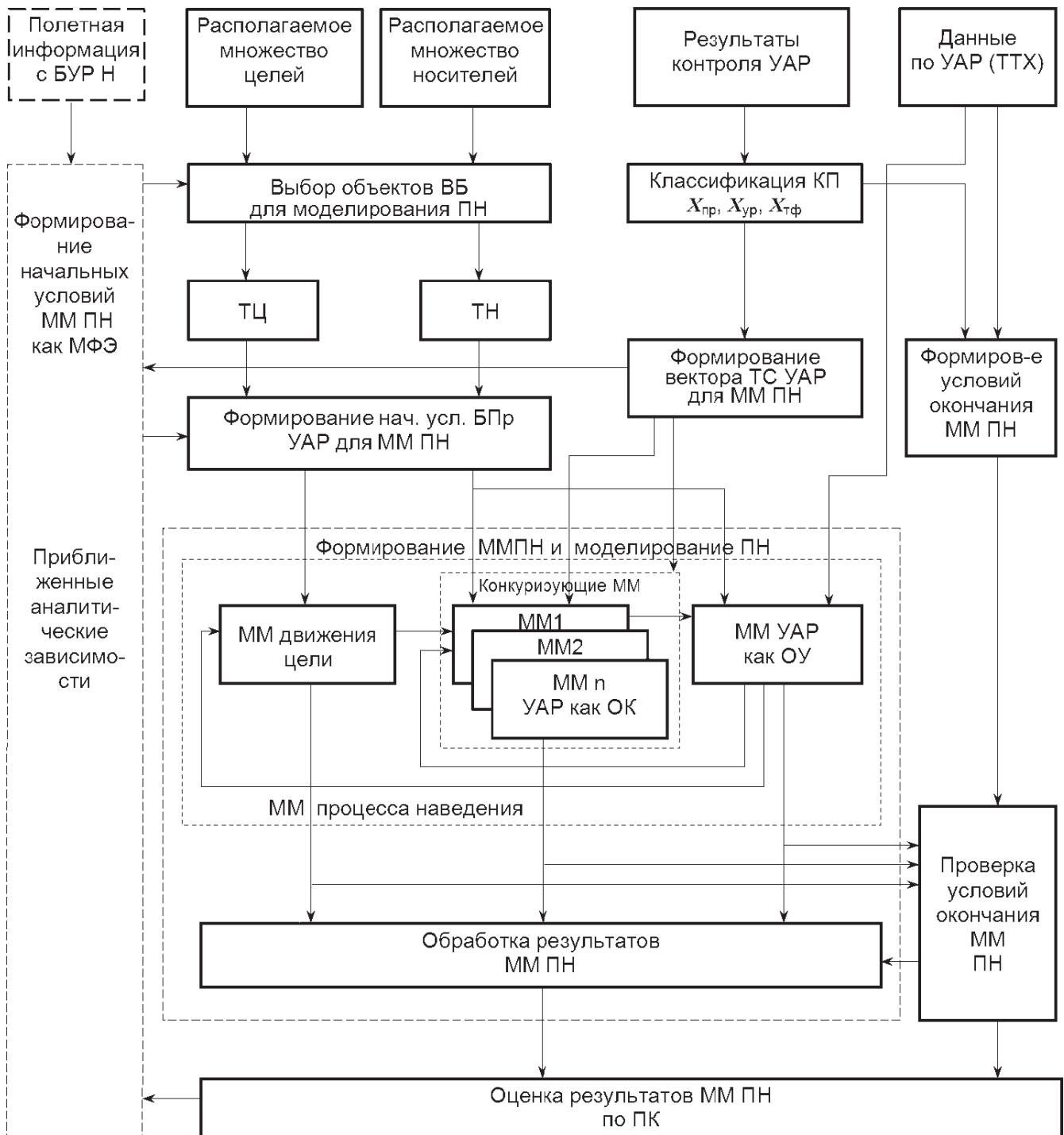


Рис. 2. Блок-схема разработанной ПМС

— границы радиусов установившихся виражей  $R_v^*(H, M)$ .

Также был проведен анализ способов возможного противодействия типовых целей атакующей их ракете класса «воздух—воздух», что было учтено при формировании начальных условий боевого применения ракеты.

Кроме того, был рассмотрен класс воздушных целей — мишеней, применяемых для задач учебно-боевой подготовки летного состава ВКС РФ в мир-

ное время. В качестве таких ВЦ рассматривались парашютная мишень М-6 и мишень Ла-17К, управляемая по радиокомандной линии.

**Этап 2.** Формирование начальных условий моделирования и условий окончания моделирования.

При формировании начальных условий моделирования рассматривались следующие варианты применения УАР:

— боевое применение (БПр) УАР при ведении боевых действий;

— боевое применение (БПр) УАР в учебно-боевой подготовке в мирное время.

Условия боевого применения УАР при ведении боевых действий по степени сложности в свою очередь были разбиты на четыре диапазона:

- простые УБП;
- средние УБП;
- сложные УБП;
- критические.

*Простые* условия боевого применения УАР реализуются, как правило, при атаке слабо маневрирующей цели с небольшими углами пеленга цели  $\Phi_{цц}$ . Для данных УБП предполагается, что цель выполняет простейший маневр типа отворот с перегрузкой 1-2 ед. и углом крена не более  $15^\circ$ . Кроме того, рассматривались пуски УАР по неподвижной или слабоподвижной наземной цели.

Условия боевого применения УАР *средней сложности* характеризуют атаку воздушной цели, совершающей маневрирование с перегрузкой 3-5 ед. и углами крена до  $45^\circ$ .

К *сложным* условиям боевого применения УАР были отнесены наиболее динамически напряженные режимы наведения. Примером таких условий может быть пуск УАР по высокоманевренной воздушной цели при углах пеленга цели  $\Phi_{цц}$ , близких к предельным, выполняющей маневр типа двойной отворот с перегрузкой 6-7 ед. и углом крена до  $90^\circ$ . При этом характерен пуск УАР по энергично маневрирующей воздушной цели на малых высотах области полетных режимов  $\Omega^*(H, M)$ , при максимальной энергетической скороподъемности  $V_{y\max}^*(H, M)$  и минимальном радиусе установившегося виража  $R_{\min}^*(H, M)$  цели.

Часть сложных условий боевого применения, когда функционирование СН УАР происходит на пределах ее возможностей, когда время самонаведения соизмеримо с временем реакции УАР, является *критическими* условиями боевого применения. В критических УБП максимально проявляется влияние технического состояния СН УАР на точность ее наведения, когда сразу после пуска либо спустя непродолжительное время полета наводящаяся на цель ракета выходит на ограничения по одной или нескольким фазовым координатам ПН и происходит «срыв захвата» ее головки самонаведения (ГСН).

Вид технического состояния СН УАР формируется модулем результатов контроля УАР. В модуле

используются как индивидуальные данные контроля по конкретным УАР, так и статистические данные по результатам технического контроля выборки ракет исследуемого типа с помощью штатных автоматических систем контроля (АСК).

Вместе с тем, в большинстве реализаций МФЭ на начальных стадиях исследования выбор варьируемых параметров контроля и их значений проводился исследователем вручную, по принципу направленного поиска областей чувствительности результатов МФЭ при изменении значений параметра. При этом диапазон варьирования значений контролируемых параметров определялся в соответствии с имеющимися в штатных АСК диапазонами измерения значений данных параметров.

Использование в последующих стадиях исследования реальных значений контролируемых параметров СН конкретных УАР позволило повысить объективность получаемых в МФЭ результатов по отношению к уровню воздействия внешней среды на ТС ракет в системе их технической эксплуатации.

В качестве параметров контроля для ММ ПН были использованы коэффициенты передачи, постоянные времени и значения уровня ограничения фазовых координат, входящие в закон наведения, закон управления, а также в законы функционирования ГСН ракеты и рулевых приводов.

Условия окончания моделирования формировались исходя из ТТХ исследуемой ракеты. В рассматриваемой ПМС реализованы следующие условия окончания моделирования процесса наведения:

- выход ГСН ракеты на предельные углы пеленга цели ( $\Phi_{1,2}$ );
- выход ГСН ракеты на предельные угловые скорости линии визирования цели ( $\Omega_{1,2}$ );
- выход ракеты как ОУ при поступательном движении на максимальные перегрузки ( $n_{1,2}$ );
- выход ракеты как ОУ при вращательном движении на предельные углы атаки ( $\alpha_{1,2}$ );
- выход ракеты как ОУ при вращательном движении на предельные угловые скорости ( $\omega_{1,2}$ );
- выход ракеты как ОУ при вращательном движении на предельные угловые ускорения ( $\dot{\omega}_{1,2}$ );
- время управляемого полета исследуемой ракеты при моделировании превышает время полета, заданное в ТТХ на ракету;
- промах ракеты  $R_h$  относительно цели меньше, чем заданный;

— оставшееся время полета УАР до встречи с целью меньше шага интегрирования ММ процесса наведения.

Для повышения достоверности получаемых результатов при проведении МФЭ использовалась полетная информация с бортовых устройств регистрации носителя (БУР Н) ЛА, участвующих в учебных воздушных боях или совершающих полет с выполнением фигур высшего пилотажа.

Использование полетной информации ЛА в обработанном виде позволяет сформировать реальные условия боевого применения УАР, а также достаточно точно провести имитацию противоракетного маневрирования цели после пуска по ней ракеты. Таким образом, применение в качестве исходных данных по параметрам моделирования реальных значений контролируемых параметров УАР и реальных значений фазовых координат (телеметрии) ЛА значительно повышает достоверность получаемых в МФЭ результатов.

**Этап 3. Разработка ММ исследуемого процесса наведения УАР.**

ММ СН является важнейшим элементом ПМС, позволяющим провести анализ влияния контролируемых параметров УАР на качество решения задачи самонаведения в заданных условиях боевого применения. В рамках данного этапа были проведены анализ существующих ММ подсистем УАР, их доработка и сопряжение в единый комплекс конкурирующих моделей ПН.

Так, ММ исследуемого процесса наведения включает:

- ММ СН УАР как ОК;
- ММ УАР как ОУ, описывающую пространственное движение УАР;
- модель пространственного движения цели;
- уравнения ОДРЦ;
- зависимости и логические условия проверки окончания моделирования, вычисления показателей точности наведения (промаха).

Использование комплекса конкурирующих моделей ПН в разработанной ПМС обусловлено трудноформализуемыми закономерностями деградации технического состояния подсистем УАР. Для значительного сокращения размерности ММ ПН и трудозатрат на проведение МФЭ в ПМС используются простые модели «идеального объекта» для подсистем с хорошим техническим состоянием и более сложные модели «реального объекта» — для тех же подсистем УАР, но с дефектами и отказами.

**Этап 4. Моделирование и сохранение результатов моделирования в памяти персонального компьютера.**

В результате многократного применения разработанной ПМС при варьировании значений параметров контроля ракеты для различных условий боевого применения были получены количественные характеристики влияния этих параметров на точность наведения УАР в виде показателя качества. Основным показателем качества был принят промах ракеты относительно цели.

Кроме того, для каждой реализации моделирования были сформированы графики текущих фазовых координат процесса наведения, которые характеризуют напряженность режима наведения ракеты на цель. Указанные данные используются как опорная информация в модуле формирования начальных условий ММ ПН для усложнения или упрощения режима наведения ракеты на цель.

**Этап 5. Оценка результатов моделирования по выбранному показателю качества.**

В ходе реализации МФЭ с помощью разработанной ПМС для фиксированных условий боевого применения УАР были получены:

- траектории движения УАР и цели (рис. 3);

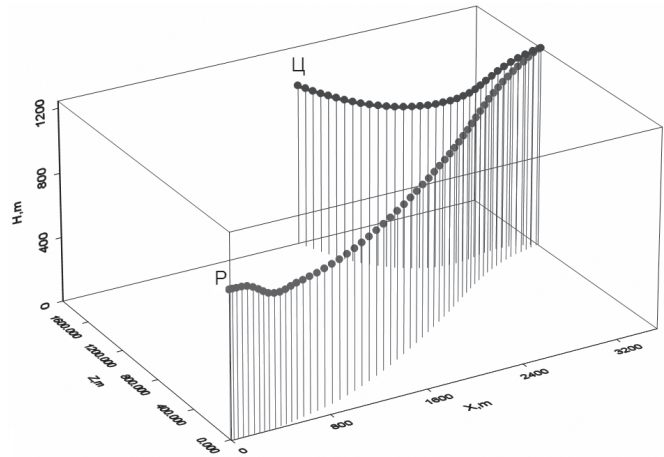


Рис. 3. Траектории полета ракеты (Р) и цели (Ц)

- зависимости изменения фазовых координат процесса самонаведения ракеты на цель от времени наведения (рис. 4);

- трехмерные функции зависимости показателя качества  $W(t_k) = R_h(t_k)$  от двух варьируемых параметров контроля «ошибка отработки рулей» ( $ООР_{1,2}$ ) 1, 2-го каналов СН УАР (рис. 5).

Вид траекторий движения УАР и цели позволяет наглядно оценить особенности происходящего процесса самонаведения, а полученные при моделировании графики фазовых координат процесса самонаведения УАР характеризуют качество процессов, протекающих в подсистемах УАР при наведении на цель.

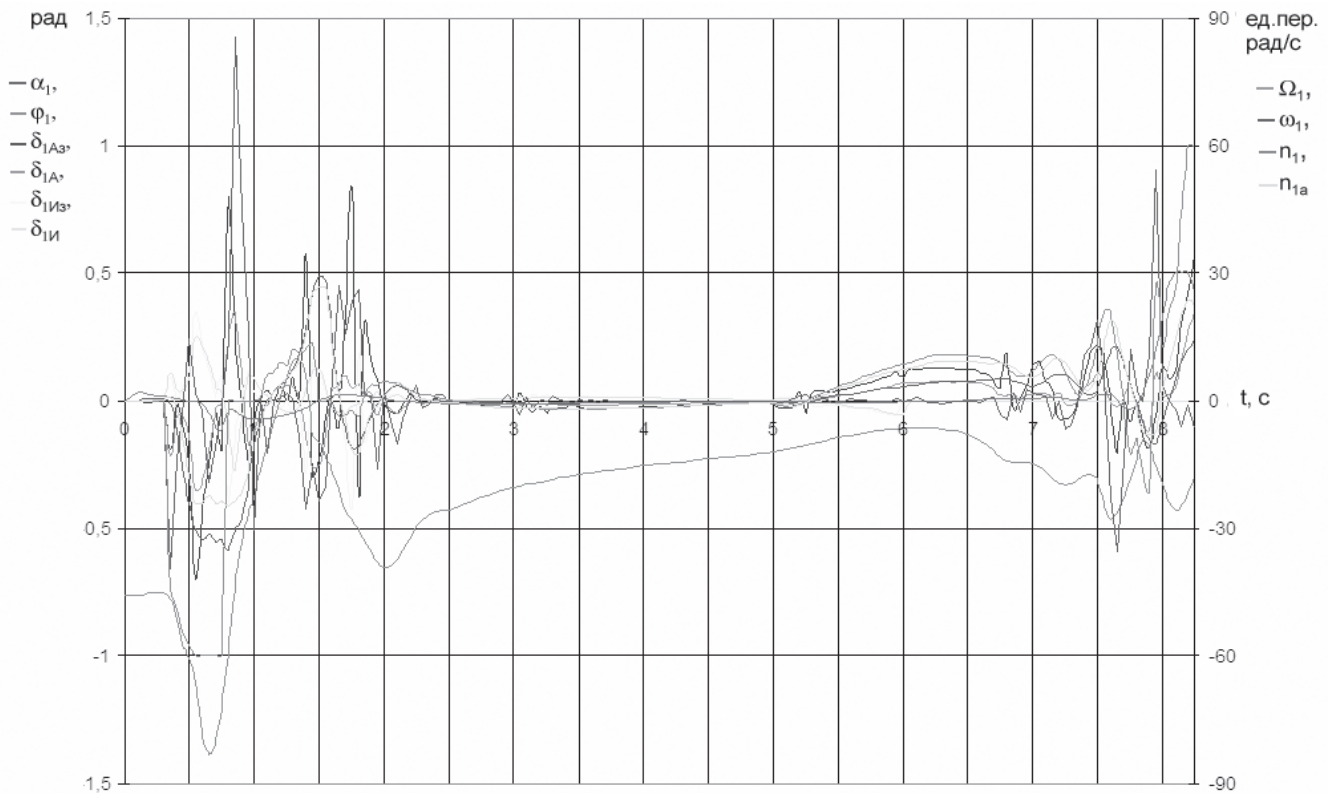


Рис. 4. Фазовые координаты процесса наведения УАР

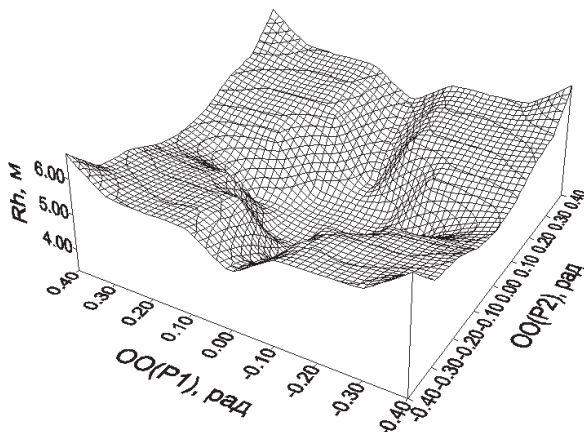


Рис. 5. Функция ПК (Rh) от варьируемых параметров

Трехмерные функции зависимости показателя качества от варьируемых параметров контроля УАР в конкретных условиях ее боевого применения позволяют оценить влияние параметров на точность наведения ракеты.

**Выводы**

Разработанная ПМС является усовершенствованным инструментом для исследования и оценки влияния технического состояния подсистем УАР класса «воздух—воздух» на точность ее наведения на цель. Введение в ПМС дополнительных модулей формирования исходных данных, совокупности конкурирующих ММ подсистем УАР, а также

дополнительных перекрестных и обратных связей позволило значительно повысить эффективность проведения МФЭ и сократить требуемые трудозатраты.

Использование приближенных аналитических зависимостей при проведении МФЭ позволяет раскрыть закономерности получаемых экспериментальных результатов и реализовать направленный поиск областей высокой чувствительности выбранных показателей качества к варьируемым условиям проведения МФЭ.

В целом полученные результаты подтвердили работоспособность разработанной ПМС и достоверность оценок влияния технического состояния подсистем УАР на точность ее наведения.

**Библиографический список**

1. Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А. Методические предпосылки количественной оценки технического состояния некоторого класса сложных технических систем // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. №2. С.66-73.
2. Захаров И.В., Соколов О.В. Оценка методической достоверности контроля систем наведения авиационных управляемых ракет // Труды ГосНИИАС. Вопросы авионики. 2001. Вып. 1(8). С.53-60.
3. Проектирование зенитных управляемых ракет / Под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова. — М.: Изд-во МАИ, 1999. — 728 с.



# PROGRAM-METHODIC SYSTEM FOR THE IMPACT OF GUIDED AIRCRAFT MISSILE OF “AIR-TO-AIR” CLASS TECHNICAL STATE ON ITS GUIDANCE ACCURACY

Zakharov I.V.\* , Trubnikov A.A.\*\* , Reshetnikov D.A.\*\*\*

*Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe Shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

*\* e-mail: il-ya-zakharov@yandex.ru*

*\*\* e-mail: a-trubnikov@inbox.ru*

*\*\*\* e-mail: grapler@yandex.ru*

## Abstract

Reference [1] presents scientific and methodological basics for technical condition (TC) assessment of a guided aircraft “air-to-air” missile (GAAAM) guidance-system (GS). For this purpose new concepts of functional hardware capabilities and military potential of the missile were introduced, including the aggregate quality indicators, determinant of which is the missile terminal miss.

This article describes the tool and methodology to study and quantify the influence of GAAAM TC on the accuracy of its guidance, which can be used to implement the methodology described in Reference [1].

As a research tool the program-methodical system (PMS) was developed. Fundamentally, this system realizes complex mathematical models simulating targeting an aerial target (TAT).

With that, on the assumption of the volume and the depth of problems at hand, synthesis of the PMS and methodology for the impact assessment of the GAAAM TC on the accuracy of its targeting, involves the solution of a given problem in restricted sense and in a wide one.

The synthesis of this problem in a restricted sense is regarded as the accessible development tools (analytical tools) to study the required process or a specific object in a small area of varied parameters. In this form a similar PMS and the methodology were developed in [2]. Further it was tested in the thesis and several research papers.

In a wide sense, synthesis of the estimation method involves solving of a set of interrelated problems within the framework of the multifactor experiment (MFE) with the large dimensionality of initial data for objects research and processes investigated. It includes a wide range of initial simulation conditions and the simultaneous action of several different factors affecting the results of the MFE.

New modules were introduced in the developed PMS, including a module for the initial conditions setting for mathematical simulation of the guidance

process based on approximate analytical dependencies. In addition, the additional cross-feedback connections were introduced and also a set of competing models were considered.

The outcome of the experiment caused by a number of other factors independent from each. Among them, we can highlight the following factors: types of used guided aircraft missiles (GAM); current technical condition of a used one, the type of a target and its flight performance (FP); the type and nature of enemy air target counter-effort to attacking missile; the GAM carrier type and its performance; the nature of air vehicle combat and the engagement nature with the target; the specific initial conditions of the GAM start-up onto the target.

In this regard, in PMS we applied five classes of modules to generate the initial MFE data, implemented by databases technologies: modules, determining technical condition of subsystems of GAMs; the modules that define the type of the target; the modules that define the GAM carrier type; the modules that form the initial conditions of combat use, the modules forming the end of the MFE simulation.

The PMS is based on a complex of mathematical models for GAM aiming at a target process, including a model of a target movement, the model of a GAM as an object of control (OC), as well as a set of models of the GAM guidance system as OC. The specified models form a guidance loop, closed through the equations of the relative motion of the missile and a target (RMMT). Complex mathematical models of the GAM aiming process at the targets is realized in the programming environment Borland C++.

Based on simulation results obtained with PMS for fixed conditions of combat use of GAM we obtained GAM and target motion trajectories; time depending functions of the change of the phase coordinates of the process of missiles homing at the target; 3D-functions of the quality indicator dependence from the two varied control parameter.

**Keywords:** guidance system, guidance process, guidance accuracy, initial conditions of combat application, operating conditions, control parameters, quality indicator, mathematical model, mathematical modeling, multifactor experiment.

### References

1. Zakharov I.V., Trubnikov A.A., Reshetnikov D.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 66-73.
2. Zakharov I.V., Sokolov O.V. *Trudy GosNIAS. Voprosy avioniki*, 2001, no. 1(8), pp. 53-60.
3. Golubev I.S., Svetlov V.G. *Proektirovanie zenitnykh upravlyaemykh raket* (Designing anti-aircraft guided missiles), Moscow, MAI, 1999, 728 p.