

АЛГОРИТМ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВИАЦИОННОЙ ПРИЦЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ПОЛНОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Татаренко Д.С.* , Корсаков А.А.

*Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

** e-mail: denpeas@mail.ru*

Рассматривается проблема повышения точности применения неуправляемых авиационных средств поражения по наземным целям. Выявлено, что существующие современные прицельные системы используют в бортовом баллистическом алгоритме (ББА) аппроксимирующие зависимости, которые не позволяют обеспечить высокую точность во всех условиях боевого применения и при различных сроках эксплуатации из-за введения множества допущений. Разработаны: способ баллистического обеспечения стрельбы неуправляемых авиационных средств поражения на основе определения начальных условий стрельбы и решения системы дифференциальных уравнений полной баллистической модели движения неуправляемых авиационных средств поражения (НАСП); алгоритм баллистического обеспечения неуправляемых авиационных средств поражения, позволяющий расширить диапазон условий боевого применения и повысить точность вычисления баллистических элементов траектории; алгоритм определения параметров движения снарядов на основе вторичной обработки радиолокационного спектра отраженного сигнала.

Ключевые слова: задача прицеливания, алгоритм баллистического обеспечения, полная баллистическая модель, параметры движения.

Состояние вопроса

Эффективность боевого применения неуправляемых авиационных средств поражения в значительной степени зависит от точности решения задачи прицеливания. Прицеливание в авиации представляет собой решение целого комплекса частных задач — расчета траектории средства поражения (задача внешней баллистики), прогнозирования собственного движения летательного аппарата (ЛА), экстраполяции движения оружием или ЛА, контроль условий безопасности боевого применения и ряда других. Все частные задачи так или иначе связаны с результатами решения баллистической задачи, поэтому не подлежит никакому сомнению важность адекватного расчета траекторий НАСП и характера их поведения в полете для обеспечения высокой эффективности боевого применения [1, 2].

Решение баллистических задач на борту ЛА, имеющего бортовую цифровую вычислительную систему (БЦВС), как правило, возлагается на отдельный модуль, реализующий специализированный бортовой баллистический алгоритм.

ББА штатных прицельных систем строятся на формулах, аппроксимирующих рассчитанные зара-

нее готовые решения баллистической задачи. Такие алгоритмы называют аппроксимационными или алгоритмами готовых решений. Аппроксимационные формулы подбирают исходя из требований простоты их реализации в той или иной БЦВС с учетом разумного уровня точности, поэтому, как правило, они слабо связаны с физической сущностью явлений баллистики. Достоинством таких алгоритмов является высокое быстродействие, достигаемое за счет достаточно простых конечных формул, но при этом ББА обладают и серьезными недостатками:

— невозможность обеспечить высокую точность решения задачи прицеливания в широком диапазоне боевого применения НАСП;

— не в полной мере учитывается совокупность факторов, влияющих на траекторию НАСП, что обусловлено чрезвычайно большой сложностью реализации многопараметрических функций — в существующих ББА для неуправляемых авиационных ракет (НАР) и пушек число параметров доходит до 30.

Одним из ключевых аспектов повышения точностных характеристик НАСП является точность

расчета их траекторий. Как известно, ядром полной математической модели движения баллистических объектов является система из 12 дифференциальных уравнений, для решения которой необходим набор средств, обеспечивающих ее численное функционирование. К ним относятся уравнения, описывающие параметры внешней среды, система инерционных, тяговых и аэродинамических характеристик баллистических объектов, а также данные о начальных и конечных условиях движения метаемых тел. До недавнего времени низкое быстродействие вычислительной техники не позволяло получить решение дифференциальных уравнений движения НАСП на борту ЛА в процессе прицеливания. Однако при современном уровне развития БЦВС этот недостаток преодолен, и, следовательно, в этих условиях появляется возможность реализации в прицельных системах ББА, основанного на численном решении дифференциальных уравнений движения НАСП непосредственно на борту ЛА в процессе прицеливания. Главным достоинством таких алгоритмов является отсутствие проблем, присущих аппроксимационным алгоритмам.

Наиболее простым представляется метод определения элементов траектории в результате решения уравнений движения центра масс объекта в плоскости стрельбы, однако принятие такой схематической математической модели движения неизбежно приводит к методическим погрешностям в значениях элементов траектории из-за отсутствия учета влияния движения относительно центра масс. К настоящему времени ББА, основанный на численном решении канонических уравнений движения неуправляемых объектов, реализован в вычислителях всех современных самолетов и — частично — вертолетов для решения только задач бомбометания.

Компромиссным методом решения задачи, в котором более или менее удовлетворяются требования к точности результатов и простоте математической модели, является описание движения объекта уравнениями движения центра масс в плоскости стрельбы с корректировкой их решения некоторыми согласующими функциями, учитывающими влияние движения относительно центра масс, а также других факторов, не принятых во внимание в схематической модели [3].

Точные значения могут быть получены при решении уравнений полной математической модели движения объекта, т.е. при совместном решении уравнений движения центра масс и относительно центра масс. Однако реализация на борту ЛА такого метода была невозможной, из-за отсутствия необ-

ходимых для решения начальных значений некоторых элементов движения.

Основным параметром, характеризующим движение неуправляемых объектов относительно центра масс, является угол нутации δ , начальное значение которого может достигать критических значений ($\delta_0 = 30^\circ$) и зависит от сочетания условий вылета, таких, как угол бросания, скорость отделения, возмущения окружающей среды, вибрации пусковой установки и т.п.).

Способ и алгоритм баллистического обеспечения при стрельбе НАСП

Суть предлагаемого способа [4—6] заключается в следующем:

- определение фазовых координат движения цели и летательных аппаратов, начальных условий применения НАСП;

- идентификация на борту ЛА неуправляемых авиационных средств поражения;

- создание на полигоне мишенной обстановки в виде имитатора наземной цели;

- определение начальных условий применения НАСП, параметров атмосферы и ввод исходных данных НАСП;

- определение параметров траекторий движения НАСП на основе решения полной баллистической модели движения;

- прогнозирование угла нутации, являющегося одним из параметров, характеризующих движение НАСП относительно центра масс, начальное значение которого может достигать критических значений (порядка $\delta_0 = 30^\circ$) и зависит от сочетания условий вылета, таких, как угол бросания λ_0 , скорость отделения, возмущения окружающей среды, вибрация оружия и т.п.;

- введение параметров траектории полета в систему прицеливания и вычисление угловых поправок для авиационного артиллерийского оружия (ААО) и НАР с учетом прогнозированного угла нутации;

- осуществление боевого применения по данному имитатору цели НАСП и измерение текущих параметров движения НАСП, координат точек падения НАСП, определение промаха относительно имитатора цели;

- сравнение промахов, полученных в результате решения полной баллистической модели и измеренных бортовыми радиолокационными средствами;

- коррекция угловых поправок для ААО и пусковых установок НАР с учетом осуществления пробного выстрела.

Структурная схема алгоритма баллистического обеспечения при стрельбе неуправляемыми авиационными средствами поражения представлена на рис. 1.

— ввод характеристик НАСП: начальная масса m_{0i} , инерциальные характеристики (J_x, J_z), тяга двигателя P_i , условное время работы двигателя t_{ai} ,

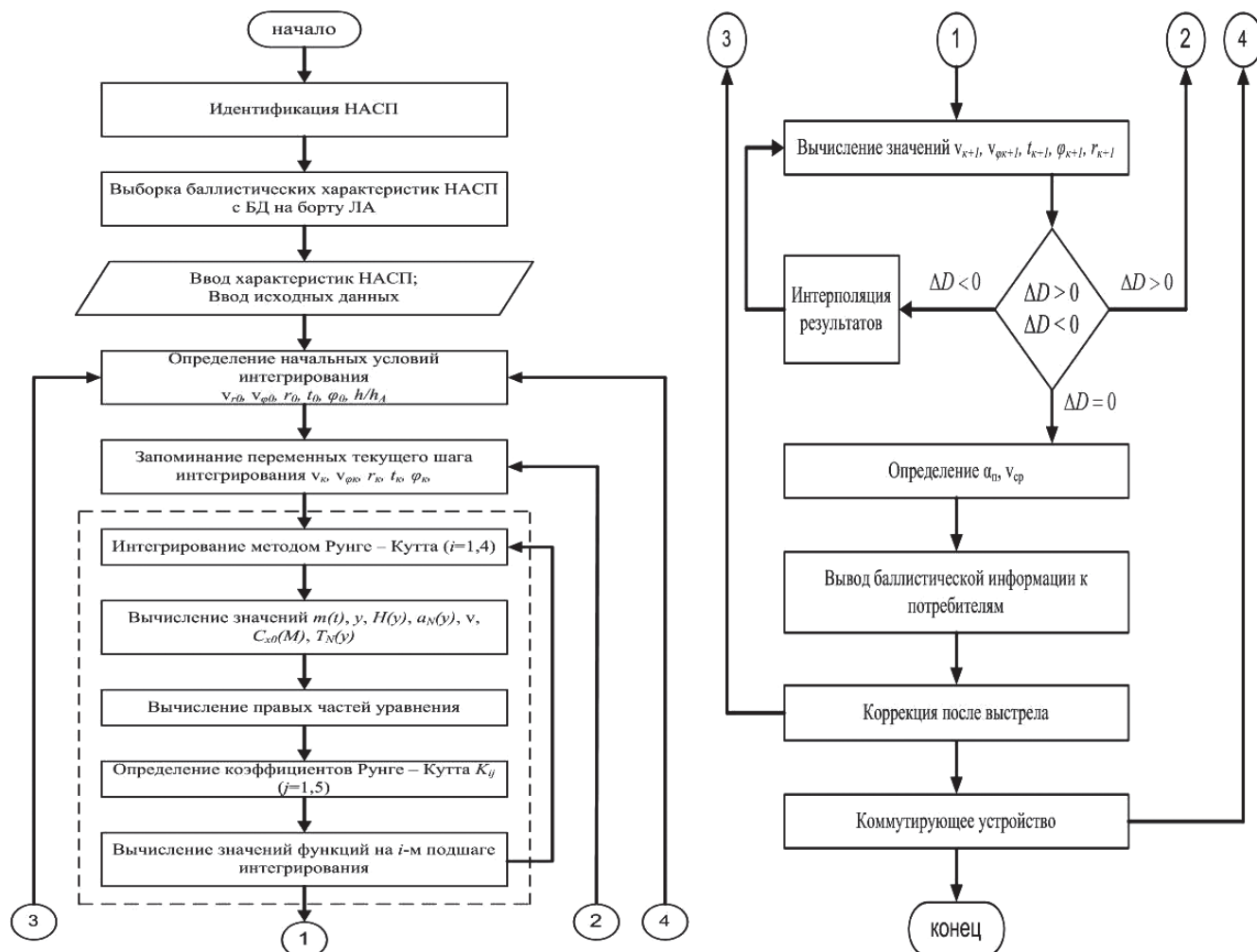


Рис. 1. Алгоритм баллистического обеспечения при стрельбе неуправляемыми авиационными средствами поражения

Суть алгоритма [7] заключается в следующем:
 — автоматическая идентификация НАСП после снаряжения летательного аппарата. При этом предварительно осуществляется установка на НАСП радиоизмерительных или оптических меток, далее происходит считывание информации о типе и модификации НАСП;
 — выборка характеристик НАСП из базы данных на борту ЛА, позволяющая хранить данные отдельно от кодов программных модулей ББА, и ввод в оперативное запоминающее устройство (ОЗУ) БЦВМ. Выбор типа или модификации ракеты, снаряда или бомбы, характеристики которых следует ввести в ОЗУ, производится с помощью кодового ввода;

масса порохового заряда m_{zi} (для НАР), коэффициент формы i_i (или баллистический коэффициент C_{Ki}), аэродинамические коэффициенты $c_x^{\delta^2}, c_y^{\delta}, c_M^{\omega\delta}$, коэффициенты моментов сил $m_x^{\omega}, m_z^{\omega}, m_z^{\delta}, m_M^{\omega\delta}$, дульная скорость V_d (для НАР и ААС), калибр d . Для учета влияния изменений температуры порохового заряда на элементы траектории вводятся коэффициенты K_{pi}, K_{ii} , а также исходные данные (дальность до цели, высота стрельбы, скорость ЛА, начальный угол вылета ракеты или снаряда);

— определение начальных условий интегрирования, т.е. вычисляются V_{01}, θ_{01}, y_0 , задается шаг интегрирования h , при пуске НАР шаг интегрирования рассчитывается на активном участке $h_{\text{акт}}$ траектории по формуле

$$h_{\text{акт}} = \frac{t_{ai}}{S}, \quad (1)$$

где S — некоторое целое число;

— запоминание значений функций $V_{rk}, V_{\phi k}, r_k, t_k, \Phi_k$ предыдущего шага, требуемых при интегрировании уравнений на последующем шаге ($K+1$);

— организация интегрирования уравнений методом Рунге—Кутты в виде двух циклов: внешнего и внутреннего. Во внешнем цикле вычисляются значения i -го коэффициента (K_1, K_2, K_3, K_4, K_5) для каждой из пяти переменных; во внутреннем цикле вычисляются коэффициенты $K_{i1...K_{i5}}$ и значения функций на i -м подшаге интегрирования. Оба цикла вычислений завершаются при определении коэффициентов $K_{i,j}$ ($i=1...4; j=1...5$) для всех интегрируемых функций системы;

— использование коэффициентов $K_{i,j}$, определяющих значения переменных на очередном шаге интегрирования $V_{rk+1}, V_{\phi k+1}, \Phi_{k+1}, t_{k+1}, r_{k+1}$. Если граничное условие $\Delta D = 0$ не выполняется (например, $\Delta D > 0$), то значения переменных на данном шаге запоминаются и продолжается интегрирование системы на следующем шаге;

— вычисление всех конечных элементов траектории (V_c, ϕ_c, r_c, t_c) в процессе интегрирования уравнений движения, необходимых для вычисления угла прицеливания, средней скорости и суммарных угловых поправок. Угол прицеливания при стрельбе по наземным и воздушным целям можно определять по формуле

$$\alpha_n = \phi_0 - \phi_c, \quad (2)$$

где ϕ_0 — угол места цели; ϕ_c — конечное значение угла ϕ на дальности $D_{\text{ц}}$ (при интегрировании за начальный угол вылета условно принимается угол места цели $\phi_0(\theta_{01} = \phi_0)$ и относительно его определяется угол прицеливания);

— осуществление передачи баллистической информации к потребителям: для вычисления суммарных угловых поправок, для индикации и т.д.;

— формирование поправочного коэффициента после первого выстрела и передача информации для определения точных начальных условий стрельбы;

— по истечении времени цикла коммутирующим устройством вновь включается процесс интегрирования для обновления баллистической информации. После окончания стрельбы, при выходе из атаки или ее отмене коммутирующее устройство выдает команду на остановку вычисления.

Разработанный универсальный алгоритм решения баллистических задач стрельбы НАСП позволит использовать его для вычисления баллистических элементов не только для НАР, но и для снарядов и бомб как частный случай при тяге $P = 0$ и постоянной массе $m_{\text{п}}$, так как при решении баллистических задач методом численного интегрирования уравнений движения НАСП наиболее сложным является процесс вычисления баллистических элементов для НАР, у которых траектория состоит из двух участков (активного и пассивного).

Методика определения параметров движения снарядов с помощью вторичной обработки радиолокационного спектра отраженного сигнала

Так как радиолокационный датчик по сути является радиолокатором непрерывного излучения, его выходной сигнал представляется суммой отдельных гармонических сигналов, частоты которых пропорциональны скоростям движения блестящих точек визируемых объектов. (Именно этот сигнал в работе понимается под *отраженным радиолокационным сигналом*.) Дальнейшая разработка математической модели представляет собой определение местоположения центра максимального отражения на корпусе снаряда и разработку формул-связок для определения дальности и угла визирования этого центра через параметры движения снаряда, получаемые из баллистической модели.

Доработка известного алгоритма измерения скорости радиолокационным методом применительно к снаряду ААО необходима по причине того, что снаряд имеет сравнительно малые размеры и очень высокие скорости движения. Так как обработка в реальном времени невозможна ввиду быстротечности процесса, существует вероятность повышения точности определения скорости за счет более длительного когерентного накопления сигнала. Однако этому препятствуют присутствующие в модуле проекции вектора скорости на линию визирования колебания, вызванные нутационным и прецессионным движениями снаряда, величина производной которых по модулю может достигать 1000 м/с^2 . Для этого в алгоритм дополнительно вво-

дится простой и хорошо зарекомендовавший себя способ — дополнение нулями выборки для дискретного преобразования Фурье (ДПФ). Это позволяет получить интерполированное преобразование более сглаженной формы и в спектре сигнала более точно определить положение максимума центрального пика, характеризующего скорость объекта. С целью уменьшения амплитуды боковых лепестков в формулу ДПФ вводится весовая (оконая) функция Хэмминга. Как известно, огибающая сглаженного интерполированного спектра сигнала после алгоритма дополнения нулями представляется функцией $\sin x/x$, смещенной по оси x на частоту исходного сигнала. Эта функция достаточно точно аппроксимируется полиномом второй степени в пределах $x \in [-\pi/2, \pi/2]$. Используя это свойство, аппроксимировав спектр сигнала в окрестности центрального пика полиномом второй степени, можно вычислить более точное значение частоты исходного сигнала.

В полученной зависимости скорости от времени будут присутствовать высокочастотные помеховые колебания, вызванные движениями снаряда за счет асимметричного распределения его массы. Для их устранения используется сглаживание функцией Гаусса с частотой среза около 500 Гц. Это позволяет также уменьшить высокочастотные ошибки определения скорости и сохранить в результирующей оценке колебания, вызванные нутационным и прецессионным движениями снаряда, необходимые для определения его угла нутации. Для устранения влияния взаимного расположения радиолокационного дальномера и пушки при движении снаряда вблизи пушки алгоритм дополнен дифференциальным способом компенсации этого влияния.

Разработка алгоритма определения угловой скорости вращения снаряда заключается в создании математического аппарата, выделяющего из спектра сигнала модуляционные составляющие, возникающие из-за высокочастотного вращательного движения основной блестящей точки снаряда ААО. Моделирование сигнала, отраженного от снаряда, равно как и обработка результатов реальных опытов, показали, что в спектре отраженного сигнала на дальностях до 200 метров вполне различимы гармоники вторичной модуляции первого и второго порядка (см. рис. 1), при условии длительного когерентного накопления сигнала. Для выделения этих гармоник использован доработанный алгоритм, основанный на подходе, применяемом для распознавания типа самолета по сигналам, отраженным от вращающихся частей его двигателей. Так, для обнаружения маломощных гармоник увеличивается время накопления сигнала, а для того чтобы выполнялось условие когерентности, применяется компенсация фазовой модуляции корректирующей функцией полученной из сигнала доминирующей спектральной составляющей по амплитуде над другими гармониками и шумом.

На рис. 2 представлен спектр участка реального отраженного сигнала с выполненной компенсацией фазовой модуляции. С целью повышения точности алгоритма, после обнаружения гармоник вторичной модуляции, их частоты уточняются аппроксимированием гармоник полиномами второй степени по трем точкам, а затем определяются частоты вершин полиномов. Угловая скорость вращения вычисляется по формуле

$$\dot{\gamma} = 2\pi\Delta f_{\text{вр}}, \quad (3)$$

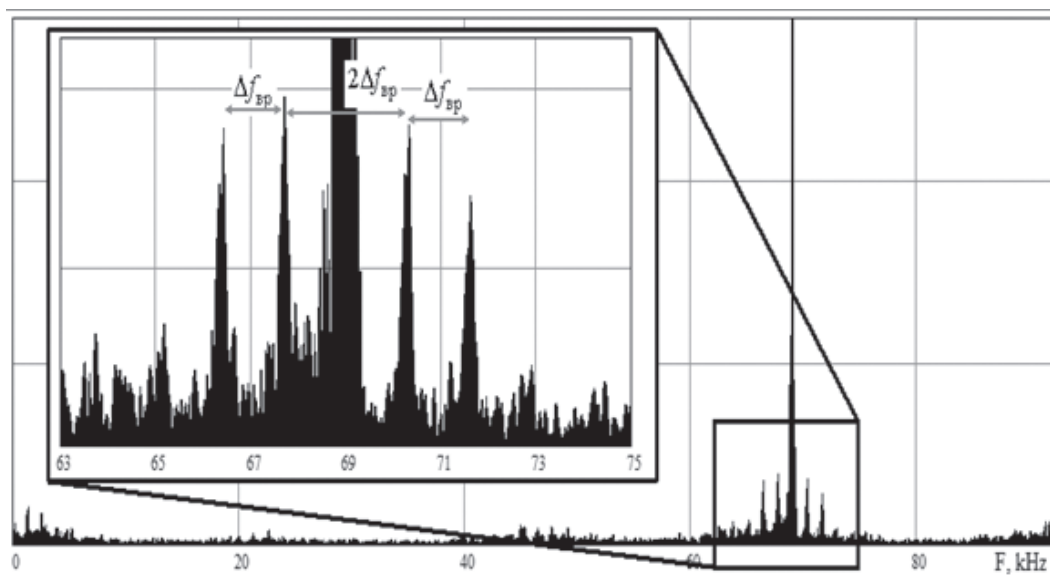


Рис. 2. Спектр отраженного радиолокационного сигнала после компенсации фазовой модуляции

где $\Delta f_{вр}$ — средняя разностная частота между частотами вершин полиномов.

Физическая сущность функционирования алгоритма определения изменения максимального угла нутации снаряда на траектории состоит в использовании информации, заключенной в модулирующих колебаниях оценки скорости снаряда, вызванных нутационным и прецессионным движениями снаряда (рис. 3). Всесторонний анализ математической модели движения снаряда, а также обработка реальных сигналов привели к выводу, что образование модуляции скорости колебаниями происходит по двум основным причинам:

— радиальные колебания основной блестящей точки снаряда в пространстве из-за нутационного и прецессионного движения;

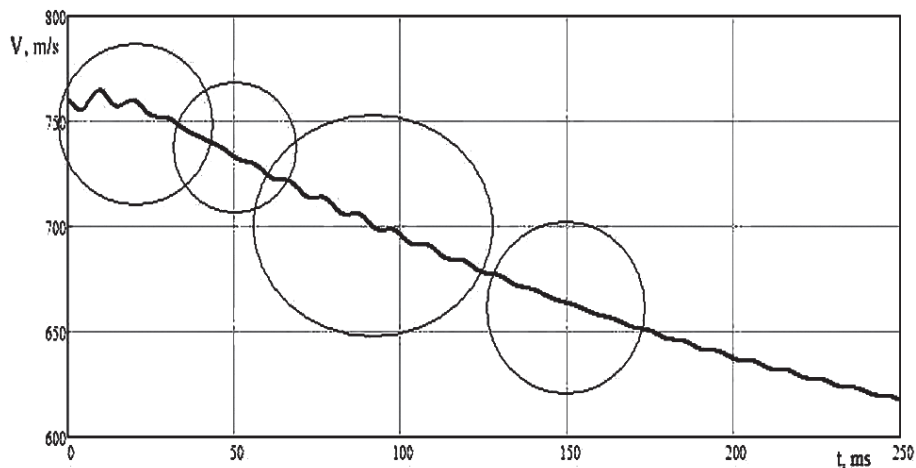


Рис. 3. Модуляция скорости снаряда из-за нутационного и прецессионного движений

— модуляция самого модуля вектора скорости снаряда из-за возрастания силы сопротивления воздуха при увеличении угла нутации.

Для учета этих составляющих необходимо обратное решение математической модели отраженного радиолокационного сигнала и баллистической модели снаряда. Ввиду сложности этих моделей без упрощений решить эту задачу невозможно. Таким образом, принимается ряд допущений, качественно не влияющих на окончательное решение, в результате чего получаем выражение для определения максимального угла нутации снаряда на траектории:

$$\delta_{\max} = \sqrt{\Delta V \left(\frac{c_x^{\delta^2} V^2}{4\pi f_{\delta}} \frac{\rho S}{2m} + \frac{1}{2} |x_1| \pi f_{\delta} \right)^{-1}}, \quad (4)$$

где $\Delta V, f_{\delta}$ — амплитуда и частота колебаний скорости, которые предварительно выделяются с помощью алгоритма удаления тренда на основе сглаживания функцией Гаусса из оценки скорости снаряда V , полученной из алгоритма измерения скорости; $c_x^{\delta^2}$ — дополнительный аэродинамический коэффициент снаряда; S — характерная площадь снаряда; ρ — плотность воздуха; x_1 — координата основной блестящей точки снаряда в связанной системе координат.

Для получения окончательной оценки максимального угла нутации снаряда на траектории предлагается аппроксимировать уже рассчитанные значения δ_{\max} в различных сечениях траектории экспоненциальной зависимостью.

Алгоритм определения баллистического коэффициента снаряда основывается на параметрической идентификации упрощенной математической модели отраженного радиолокационного сигнала по критерию минимума квадратов и обладает высокой точностью за счет значительной избыточности экспериментальных данных. Аналитически он записывается простым выражением:

$$\hat{C}, \hat{V}_0 = \arg \min (Q(C, V_0)). \quad (5)$$

Здесь \hat{C}, \hat{V}_0 — результирующие оценки баллистического коэффициента и начальной скорости снаряда; $Q(C, V_0)$ — функция качества,

$$Q(C, V_0) = \sum_i (\dot{D}(t_i) - V_i)^2, \quad (6)$$

где $D(t)$ — дальность до центра масс снаряда,

$$D(t) = \sqrt{(x - x_{рл})^2 + (y - y_{рл})^2 + z_{рл}^2};$$

x, y — координаты центра масс снаряда, получаемые из канонической баллистической модели снаряда; $x_{рл}, y_{рл}, z_{рл}$ — координаты РЛД в стартовой системе координат; V — оценка скорости, определенная экспериментальным путем.

Для нахождения минимума функции качества предлагается использовать численный метод Ньютона—Гаусса.

На рис. 4 представлена обобщенная структурная схема сведенных воедино четырех алгоритмов, представляющая собой графическую интерпретацию методики определения параметров движения снаряда радиолокационным методом.

Результаты расчета инструментальных погрешностей разработанных алгоритмов

Для каждого алгоритма рассчитаны инструментальные погрешности в зависимости от соотношения сигнал/шум отраженного радиолокационного сигнала. Результаты расчетов для алгоритма измерения скорости в качестве примера приведены на рис. 5.

На рис. 6 дается сравнительная характеристика погрешностей применяемых способов определения параметров движения снаряда ААО согласно нормативной документации и погрешностей разработанных алгоритмов. На этом рисунке не отображена инструментальная погрешность алгоритма определения угловой скорости вращения снаряда относительно продольной оси, так как данный пара-

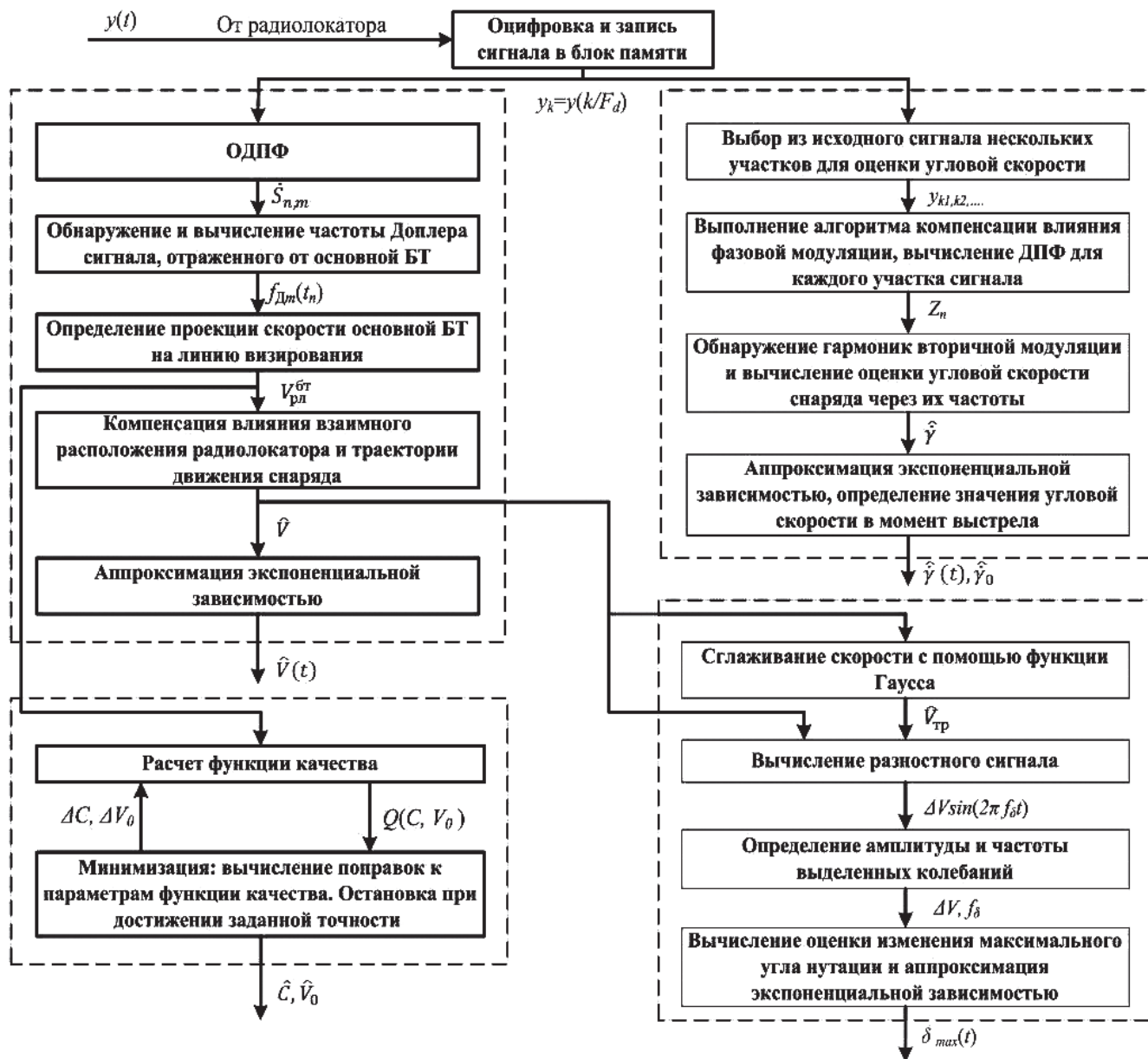


Рис. 4. Структурная схема методики определения параметров движения снаряда ААО

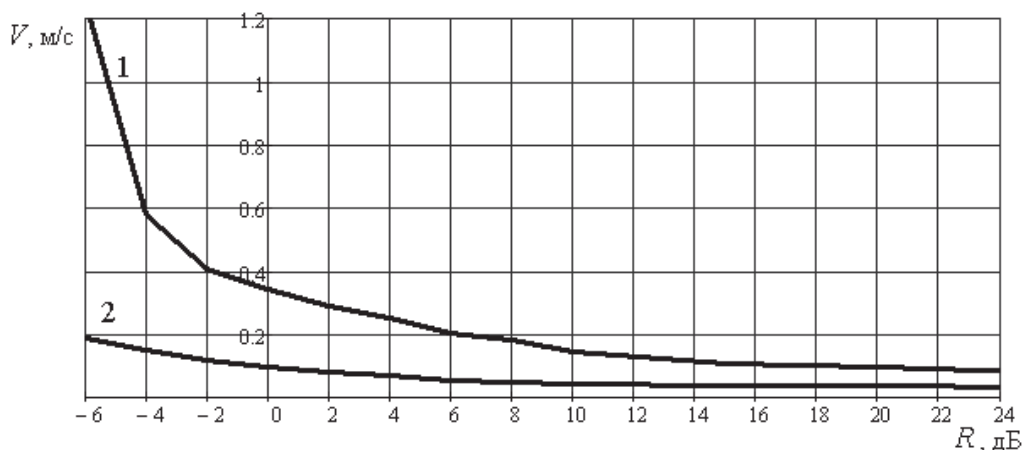


Рис. 5. Зависимость максимального абсолютного (1) и среднеквадратического (2) отклонений ошибок измерения скорости от соотношения сигнал/шум входного сигнала

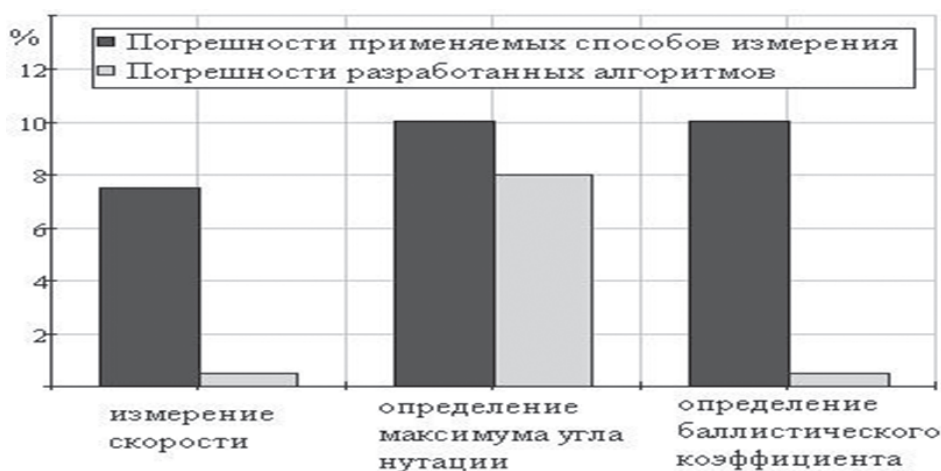


Рис. 6. Сравнительная характеристика погрешностей измерения разработанных алгоритмов

метр не определяется на испытаниях из-за отсутствия такой возможности. Максимальная погрешность алгоритма составила 2.2% при условии, что соотношение сигнал/шум превышает 15 дБ и практически не зависит от величины последнего.

Основными характеристиками современных БЦВМ являются быстродействие и объем памяти. Исходя из этих основных характеристик, оценивают возможность реализации разработанного алгоритма решения баллистических задач стрельбы в БЦВМ.

Решение баллистических задач, программа, константы и характеристики НАСП должны храниться в долговременном запоминающем устройстве (ДЗУ), позволяющем производить только считывание, требующее около 200–240 ячеек ДЗУ. Информация, которая в процессе решения баллистических задач меняется (исходные данные, промежуточные и окончательные результаты), будет храниться в ОЗУ, которое позволяет записывать информацию и считывать ее. По подсчетам, общее необходимое количество ячеек 59–62. Из сравнения

потребного количества ячеек ДЗУ и ОЗУ с объемом памяти существующих машин следует, что реализация разработанного алгоритма по емкости возможна в настоящее время.

Требования к быстродействию БЦВМ, используемой при решении баллистических задач стрельбы, по разработанному алгоритму обычно оценивается количеством операций сложения (вычитания), выполняемых в одну секунду. Суммарное количество шагов интегрирования в зависимости от дальности стрельбы составляет 8–13 шагов. Рассматривая, к примеру, вычисление элементов траектории ракеты в диапазоне изменения дальностей стрельбы от 1300 м до максимальной, необходимо выполнить 10420–16755 операций в секунду. При этом полученные результаты выдаются к исполнительным и индикаторным устройствам с опозданием, а в современных прицельных системах время запаздывания в выдаче результатов решения баллистических задач считается приемлемым, если оно не превышает 0.05с. Согласно таким требованиям быстродействие БЦВМ должно составлять поряд-

ка 208000—335000 операций в секунду. При этом существующие БЦВМ с быстродействием не менее 900 млн операций в секунду и объемом памяти 8 Гбайт позволят решать баллистические задачи путем интегрирования уравнений движения с более высокой точностью и без введения ряда допущений и упрощений. Реализация разработанного алгоритма возможна.

Выводы

Выявлено, что существующие методы не обеспечивают физическую сущность баллистики траекторий полета метаемых тел из-за введения множества допущений. Проведен анализ оценки точности решения баллистических задач при стрельбе по наземным целям современных прицельных систем, которые используют в ББА аппроксимирующие зависимости, и выявлен их основной недостаток — невозможность обеспечить высокую точность применения во всех условиях боевого применения и при различных сроках эксплуатации. Разработаны способ и алгоритм баллистического обеспечения стрельбы НАСП на основе решения полной баллистической модели движения, позволяющие расширить диапазон условий боевого применения за счет определения начальных условий стрельбы, параметров атмосферы и траекторий движения НАСП, прогнозирования угла нутации, введения параметров траектории полета в систему прицеливания и вычисления угловых поправок для ААО и НАР с учетом прогнозируемого угла нутации. Обоснован алгоритм определения внешних баллистических характеристик НАСП на основе вторичной обработки радиолокационного спектра отраженного сигнала, позволяющий: с высокой точностью определять скорость снаряда на траектории (погрешность не более 0.2 % при соотношении сигнал/шум более 1 дБ и использовании оптического или звукового датчика выстрела); определять угловую скорость вращения снаряда; проводить измерения без вне-

сения доработок в конструкцию снаряда (погрешность не более 2 % при соотношении сигнал/шум не ниже 15 дБ); определять изменение максимального угла нутации снаряда бесконтактным способом с возможностью полной алгоритмизации расчетов, что делает возможным оперативное определение устойчивости (погрешность не более 8 %); определять баллистический коэффициент на основе параметрической идентификации канонической баллистической модели (погрешность не более 0.2 %).

Библиографический список

1. *Постников А.Г.* Внешняя баллистика авиационных неуправляемых снарядов: Учебник. — М.: ВАУ, 2002. — 379 с.
2. *Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н.* Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 2005. — 608 с.
3. *Вытришко Ф.М., Гультаев Н.Н.* Совершенствование канонической баллистической модели движения неуправляемой ракеты с целью учета движения ее вокруг центра масс // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=46808>
4. *Ефанов В.В., Мужичек С.М., Шутов П.В., Коростелёв С.Ю.* Способ определения баллистических характеристик снарядов и информационно-вычислительная система для его осуществления: Патент на изобретение РФ № 2576333 / Бюл. №6, 27.02.2016.
5. *Ефанов В.В., Мужичек С.М., Шутов П.В., Коростелёв С.Ю.* Способ определения баллистических характеристик снарядов и информационно-вычислительная система для его осуществления: Патент на изобретение РФ № 2577077 / Бюл. №7, 10.03.2016.
6. *Шутов П.В., Ефанов В.В.* Методика автоматизации процесса испытаний авиационных боеприпасов // Труды МАИ. 2014. № 75. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49684>
7. *Татаренко Д.С., Шутов П.В., Ефанов В.В., Роговенко О.Н.* Способ определения баллистических характеристик неуправляемых объектов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 77-83.

AIRCRAFT AIMING SYSTEM BALLISTIC SUPPORT ALGORITHM BASED ON COMPLETE BALLISTIC MODEL

Tatarenko D.S.* , Korsakov A.A.

*Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Yu.A. Gagarin,
54a, Starykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia*

* e-mail: denpeas@mail.ru

Abstract

The paper deals with accuracy increase of uncontrollable aviation ground target killers' implementation. It was found that the existing aiming systems use approximating dependencies in onboard ballistic algorithm, which does not allow provide high accuracy in all combat conditions due to introduction multitudes of assumptions.

As is well known, the kernel of a ballistic movement complete mathematical model consists in the system of twelve differential equations, which solution requires the set of means, ensuring its numerical functioning. These include equations describing ambient environment parameters, the system of inertial, traction and aerodynamic characteristics of ballistic objects, as well as data on initial and terminal conditions of thrown bodies' movement. Until recently, the low speed of computing facilities hampered with obtaining solution of uncontrolled air-launched weapons movement differential equations in the course of aiming. However, today's level of onboard digital technology allows overcome this shortcoming.

Therefore, in these conditions we have the possibility to realize the onboard ballistic algorithm based on numerical solution of differential equations directly onboard an aircraft in the course of aiming.

The authors analyzed the ballistic problems solution accuracy during modern aiming systems terrestrial fire, implementing approximating dependencies in onboard ballistic algorithm, and revealed their main shortcoming, namely, impossibility of ensuring high accuracy of application in all conditions of combat operation, as well as with various operating lives. New technique and ballistic support algorithm for aviation uncontrolled destruction facilities were developed based on complete ballistic movement model solution. It allowed enhance the range of tactical employment due to firing initial conditions definition, atmospheric parameters, and aviation destruction facilities movement trajectories parameters definition; nutation angle prediction; flight trajectory parameters introduction into aiming system, and angular correction computation for aviation artillery-type weapon and uncontrolled aviation missiles, with allowance for the predicted nutation angle.

Keywords: aiming problem, ballistic support algorithm, complete ballistic model, motion parameters.

References

1. Postnikov A.G. *Vneshnyaya ballistika aviatsionnykh neupravlyaemykh snaryadov* (External ballistics, aviation unguided missiles), Moscow, VAU, 2002, 379 p.
2. Dmitrievskii A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* (External ballistics), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 608 p.
3. Vytrishko F.M., Gul'tyaev N.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 71, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=46808> (accessed 24.05.2016).
4. Efanov V.V., Muzhichek S.M., Shutov P.V., Korostelev S.Yu. *Patent RF № 2576333*, 27.02.2016.
5. Efanov V.V., Muzhichek S.M., Shutov P.V., Korostelev S.Yu. *Patent RF № 2577077*, 10.03.2016.
6. Shutov P.V., Efanov V.V. *Trudy MAI*, 2014, no 75, available <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=49684> (accessed 14.09.2016).
7. Tatarenko D.C., Shutov P.V., Efanov V.V., Rogovenko O.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 77-83.