

На правах рукописи

Нгуен Хай Минь

**УЧЕТ ВЛИЯНИЯ И РАЗРАБОТКА МЕТОДИК МАТЕМАТИЧЕСКОГО
МОДЕЛИРОВАНИЯ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ И ВЕТРОВОГО
НАГРУЖЕНИЯ НА ДИНАМИКУ ДВИЖЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ И
КОРРЕКТИРУЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Специальность: 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва – 2009 г.

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана на кафедре «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» (СМЗ)

Научный руководитель: Доктор технических наук, профессор
Лысенко Лев Николаевич

Официальные оппоненты: - Доктор технических наук, профессор
Иванов Виталий Александрович
- Доктор технических наук, ст. научн. сотрудник
Спирин Эдуард Петрович

Ведущая организация: **Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова**

Защита состоится «12» марта 2009 года в 14.30 часов на заседании диссертационного совета ДС.212.008.01 в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: г. Москва, 105007 Госпитальный пер, д.10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «29» января 2009 г.

Ваш отзыв в 1-м экземпляре, заверенный гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д.5., МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета ДС.212.008.01

Учёный секретарь
диссертационного совета
доктор технических наук, профессор

Калугин В.Т.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Ветровое нагружение и турбулентность в атмосфере оказывают существенное влияние на динамику движения неуправляемых и корректируемых летательных аппаратов (НКЛА). Регулярные перемещения воздушных масс и случайные порывы ветра, их нестационарность, вызванная атмосферной турбулентностью, являются источниками дополнительных сил и моментов, действующих на НКЛА в полете. Они приводят к возникновению возмущенного движения, усложняют процесс коррекции траектории, создают нагрузки на элементы НКЛА, которые вносят вклад в повреждаемость конструкции раскрывающихся стабилизаторов и т.д. В связи с изложенным, исследования, направленные на изучение влияния атмосферной турбулентности на динамику движения НКЛА различного назначения, являются весьма актуальными и имеют важное прикладное значение с точки зрения повышения точности стрельбы.

Цель диссертационного исследования заключается в повышении точности стрельбы традиционными средствами ракетно-артиллерийского вооружения за счет разработки подходов и методов определения характеристик возмущенных траекторий НКЛА при их движении в турбулентной атмосфере, которые целесообразно применять на начальных этапах проектирования НКЛА, а также анализа возможности использования таких подходов для решения задач определения или идентификации (на основе математического моделирования) реального значения вектора скорости ветра по результатам радиолокационной пристрелки, получаемого в процессе стрельбы.

Задачи диссертационной работы. Для достижения поставленной цели необходимо было решить следующую совокупность частных задач:

- разработки общих подходов к анализу и расчету траекторий возмущенного движения НКЛА в неспокойной атмосфере;
- создания программно-алгоритмического обеспечения учета влияния ветрового воздействия на динамику движения корректируемых боеприпасов;
- синтеза и исследования алгоритмического обеспечения контура вторичной обработки траекторных измерений при корректировке стрельбы артиллерийских систем и реактивных систем залпового огня (РСЗО) по ненаблюдаемым одиночным целям;
- учета влияния случайных факторов турбулизации атмосферы на движение артиллерийских корректируемых снарядов.

Методы исследования. Решение поставленных задач осуществлялось с использованием методов теоретической механики, внешней баллистики, теории устойчивости систем, теории детерминированных и стохастических линейных систем, методов теории вероятностей и математической статистики.

Научная новизна и теоретическая значимость диссертационной работы характеризуются следующим:

- разработаны методики учета и оценки влияния случайного ветра, а также турбулизации атмосферы на динамику движения НКЛА на восходящем и нисходящем участках траектории;

- предложено (на уровне схемных решений) алгоритмическое обеспечение контура вторичной обработки траекторных измерений и разработано специальное математическое обеспечение автоматизированных систем высокоточного управления огнем средств ракетно-артиллерийского вооружения по результатам радиолокационной пристрелки в реальных условиях стрельбы в неспокойной атмосфере.

Достоверность полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в диссертации, обосновывается и подтверждается:

- применением строгих математических методов, базирующихся на фундаментальных, классических законах механики, использованием точных моделей движения;

- совпадением отдельных результатов расчетов по разработанным автором диссертации методикам с данными расчетов других авторов;

- соответствием качественных результатов теоретических исследований, проведенных в диссертации, с соответствующими исследованиями других авторов в части влияния ветра и атмосферной турбулентности на динамику движения НКЛА.

Практическая значимость диссертационной работы. Предложенные в диссертации, носящей квалификационный характер, модели, методики, алгоритмы и программы расчёта иллюстрируют возможные пути решения задачи оценки влияния атмосферной нестационарности на динамику движения НКЛА, а также определения или идентификации реального значения вектора скорости ветра по результатам радиолокационной пристрелки, получаемым в процессе стрельбы. Ориентированные на методическую направленность, полученные результаты исследований позволяют априори рассчитывать на повышение эффективности и точности стрельбы артиллерийских систем и РСЗО.

Внедрение результатов работы. Полученные в диссертационной работе методики, результаты и программы могут быть применены при проектировании ЛА различного типа, а также использованы в учебном процессе ВУЗов соответствующей направленности.

Защищаемые положения. На защиту выносятся следующие новые положения и результаты, полученные в диссертационной работе:

1. Математическая модель пространственного движения НКЛА на активном и пассивном участках траектории с учетом влияния ветра на динамику ЛА.
2. Подходы к описанию и расчету влияния детерминированной и случайной составляющих скорости ветра на полет НКЛА.
3. Стохастический поход к разработке специального математического обеспечения автоматизированных систем высокоточного управления огнем средств ракетно-артиллерийского вооружения и алгоритмическое

обеспечение контура вторичной обработки траекторных измерений при корректировке стрельбы реактивных систем залпового огня по ненаблюдаемым одиночным целям на основе результатов радиолокационной пристрелки.

4. Результаты исследований практических задач влияния ветра и атмосферной турбулентности на динамику движения НКЛА.

Апробация основных результатов работы. Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на:

- XXXIII Гагаринских чтениях (г. Москва, 2007 г.);
- XXXIV Гагаринских чтениях (г. Москва, 2008 г.).

Кроме того, основные результаты работы были доложены и рассмотрены на научных семинарах кафедры «Баллистика и аэродинамика» (с 2008 г. кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов») МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 5 научных работ. Основное содержание диссертационного исследования отражено в трёх опубликованных статьях и двух тезисах докладов.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и выводов, списка литературы и приложений, содержащих листинги разработанных программ. Объём диссертации составляет 185 страниц. Работа включает 30 рисунков и 9 таблиц. Список литературы содержит 98 наименований.

Содержание работы. **Во введении** обосновывается актуальность темы диссертационной работы. Определена цель работы, сформулирован комплекс задач, решение которых обеспечивает достижение поставленной цели. Рассмотрены методы исследований, раскрывается научная новизна и практическая значимость работы. Приведены основные положения, выносимые на защиту и сведения об апробации и публикациях. Представлена структура работы и дается краткая аннотация её содержания.

В первой главе выводятся и анализируются математические модели пространственного движения НКЛА с учетом влияния ветра на динамику ЛА, вызывающего появление, так называемого «ветрового сноса». При наличии ветра \vec{W} воздушная \vec{V} и земная \vec{V}_k скорости ЛА связаны соотношением

$$\vec{V} = \vec{V}_k - \vec{W}. \quad (1)$$

Проекции воздушной и земной скоростей на оси нормальной системы координат найдем, применяя матрицы перехода от скоростной системы координат $(OX_a Y_a Z_a)$ к нормальной $(OX_g Y_g Z_g)$ и от траекторной $(OX_k Y_k Z_k)$ к нормальной системе координат. В результате при использовании стандартных обозначений, соотношения для проекций вектора скорости запишем в виде

$$\begin{aligned}
V \cos \mathcal{G}_a \cos \psi_a &= V_\kappa \cos \theta \cos \Psi - W_{xg}; \\
V \sin \mathcal{G}_a &= V_\kappa \sin \theta - W_{yg}; \\
-V \cos \mathcal{G}_a \sin \psi_a &= -V_\kappa \cos \theta \sin \Psi - W_{zg}.
\end{aligned} \tag{2}$$

Все силы и моменты, действующие на ЛА в свободном полёте и при коррекции траектории, проецируются на связанную систему координат $OXYZ$. Кроме того, при формировании математической модели системы коррекции траекторий были использованы две вспомогательные системы координат: измерительная система координат $O_{II}X_{II}Y_{II}Z_{II}$ и исполнительная система координат $O_{oi}X_{oi}Y_{oi}Z_{oi}$. Для определения углов атаки (α) и скольжения (β) удобно использовать следующие соотношения:

$$\alpha = -\arctg\left(\frac{V_y}{V_x}\right), \quad \beta = \arcsin\left(\frac{V_z}{V}\right). \tag{3}$$

Для устранения особых точек по углу крена, который меняется в широких пределах при прямом решении задачи, воспользуемся методом определения угловых координат снаряда с помощью соотношений Родриго-Гамильтона:

$$\mathcal{G} = \arcsin 2(\rho_{pr} \cdot v_{pr} + \lambda_{pr} \cdot \mu_{pr}); \tag{4}$$

$$\psi = \arctg \frac{2(\rho_{pr} \cdot \mu_{pr} - \lambda_{pr} \cdot v_{pr})}{\rho_{pr}^2 + \lambda_{pr}^2 - \mu_{pr}^2 - v_{pr}^2}; \tag{5}$$

$$\gamma = \arctg \frac{2(\rho_{pr} \cdot \lambda_{pr} - v_{pr} \cdot \mu_{pr})}{\rho_{pr}^2 + \mu_{pr}^2 - v_{pr}^2 - \lambda_{pr}^2}. \tag{6}$$

Дифференциальные динамические уравнения движения центра масс НКЛА в нормальной земной системе координат имеют вид:

$$\dot{V}_e = \frac{1}{m}(P_{x_e} + R_{Ax_e} + Q_{x_e}); V_e \dot{\theta} = \frac{1}{m}(P_{y_e} + R_{Ay_e} + Q_{y_e}); V_e \cos \theta \dot{\Psi} = -\frac{1}{m}(P_{z_e} + R_{Az_e} + Q_{z_e}), \tag{7}$$

где конкретные выражения сил в правых частях уравнений отражают конструкцию исследуемого объекта (снаряда).

Во второй главе рассматриваются методы моделирования нестационарности атмосферы в реальном масштабе времени при проведении стрельб.

При решении задач динамика полета ЛА в атмосфере в математической модели движения необходимо достаточно полно учитывать модель метеорологического поля и его пространственно – временную изменчивость. Полный вектор скорости ветра, представим с учетом принятых допущений в виде

$$\overline{W} = \overline{W}_o + \overline{w}, \tag{8}$$

где \overline{W}_o - составляющая, учитывающая крупномасштабное движение воздуха и практически всегда прогнозируемая при полетах, летных испытаниях и т.д.; \overline{w} - переменная составляющая скорости ветра, считается случайной функцией времени и координат ветрового поля, имеющая место в пределах конкретной реализации.

В качестве корреляционных функций временной и координатной составляющих обычно используют выражения вида:

$$R_t(r) = \sigma_w^2 e^{-|r|/L_T}; R_n(r) = \sigma_w^2 \left(1 - \frac{|r|}{2L_T}\right) e^{-|r|/L_T}, \quad (9)$$

где σ_w^2 - дисперсия компонент скорости ветра; L_T - масштаб турбулентности; $|r|$ - модуль радиуса – вектора, определяющего положение точек ветрового поля относительно рассматриваемой точки.

Случайный процесс ветровых возмущений, корреляционные функции которого имеют вид (9), может быть представлен посредством преобразования белого шума, прошедшего линейный формирующий фильтр, структура и параметры которого определяются уравнениями:

$$\begin{cases} \frac{dw_t}{dt} + \frac{V}{L_T} w_t = \sigma_w \left(\sqrt{\frac{2V}{L_T}} \right) w; \\ \frac{dw'_n}{dt} + \frac{V}{L_T} w'_n = \sigma_w (\sqrt{3} - 1) \sqrt{\frac{V}{L_T}} w; \\ \frac{dw_n}{dt} + \frac{V}{L_T} w'_n + \frac{V}{L_T} w_n = \sigma_w \left(\sqrt{3} \frac{V}{L_T} / \sqrt{h} \right) w, \end{cases} \quad (10)$$

где w - белый шум единичной интенсивности; h - шаг дискретизации.

В общем случае линейная модель, полученная в результате линеаризации исходной нелинейной системы, описывающая возмущенное движение ЛА относительно опорного, имеет вид

$$\dot{x}_c = F_c(t)x_c + G_c(t)\omega_c(t), \quad (11)$$

где x_c - n -мерный вектор состояния; $F_c(t)$ - матрица состояния системы; ω_c - m -мерный вектор возмущения (коррелированный шум на входе системы), описываемый системой уравнений, определяющей структуру формирующего фильтра:

$$\dot{\omega}_c = F_\omega(t)\omega_c + G_\omega(t)\omega(t), \quad (12)$$

здесь $F_\omega(t)$ - матрица фильтра; $G_\omega(t)$ - матрица возмущений фильтра размерности $(r \times p)$; $\omega(t)$ - p -мерный порождающий вектор возмущения – гауссовский случайный процесс.

Объединяя уравнения формирующего фильтра и системы, для расширенного вектора состояния $x^T = [x_c \omega_c]$ получим

$$\dot{x} = F(t)x(t) + G(t)\omega(t), \quad (13)$$

где $x(t)$ - $n+m$ -мерный вектор состояния расширенной системы; $F(t)$ - матрица расширенной системы размерности $(m+n) \times (m+n)$; $G(t)$ - матрица возмущения расширенной системы размерности $(n+m) \times p$.

Матрицы F и G могут быть представлены как блочные через исходные матрицы объекта и фильтра:

$$F(t) = \begin{bmatrix} F_c(t) & G_c(t) \\ 0 & F_\omega(t) \end{bmatrix}; \quad G(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ G_\omega(t) \end{bmatrix}, \quad (14)$$

здесь $\omega(t)$ - нормальный случайный процесс с математическим ожиданием $E[\omega(t)] = \tilde{\omega}(t)$.

Плотность распределения гауссовского марковского случайного процесса, к которому сводится исследуемый, полностью описывается заданием двух функций: вектором средних значений $\tilde{x}(t) = E[x(t)]$ и матрицей ковариаций $X(t) = E\{[x(t) - \tilde{x}(t)][x(t) - \tilde{x}(t)]^T\}$. Уравнения для определения этих величин имеют вид:

$$\frac{d}{dt}[\tilde{x}(t)] = F(t)\tilde{x}(t) + G(t)\tilde{\omega}(t); \quad (15)$$

$$\frac{d}{dt}[X(t)] = F(t)X(t) + X(t)F^T(t) + G(t)QG^T(t), \quad (16)$$

где $Q(t)$ - интенсивность белого шума,

$$E\{[\omega(t) - \tilde{\omega}(t)][\omega(t) - \tilde{\omega}(t)]^T\} = Q(t)\delta(t - \tau), \delta(t - \tau) - \text{дельта - функция Дирака.}$$

Системы (15), (16) линейны и решаются независимо друг от друга при задании начальных условий: $E[x(t_0)] = \tilde{x}(t_0)$, $E\{[x(t_0) - \tilde{x}(t_0)][x(t_0) - \tilde{x}(t_0)]^T\} = X(t_0)$.

Решив две независимые системы (15), (16) для математического ожидания $\tilde{x}(t)$ и матрицы ковариаций $X(t)$, получим статистические характеристики параметров возмущенных траекторий.

Рассмотренный приближенный способ определения статистических характеристик параметров возмущенных траекторий ЛА при его движении в турбулентной атмосфере целесообразно использовать на начальных этапах проектирования, так как описанные вычислительные процедуры относительно просто реализуются на ЦВМ и позволяют учесть необходимый (по точности) минимум данных о модели состояния ЛА и ветрового поля.

Представляет практический интерес также и использование асимптотических методов малого параметра и, в частности, метода усреднения для преобразования уравнений вращательного движения к виду, при котором их интегрирование можно проводить с тем же шагом, что и уравнения поступательного движения центра масс ЛА. Это позволяет упростить математическую модель, не искажая реального механизма воздействия ветра на ЛА в части учета его влияния на возникновение «ветрового угла атаки». При этом затраты машинного времени на интегрирование системы снижаются при этом более чем на порядок.

Существенные выгоды применения представленного варианта метода формирующего фильтра особенно проявляются при определении характеристик рассеивания на основе метода статистических испытаний.

Метод статистических испытаний (метод Монте - Карло), называемый также методом статистического моделирования, является наиболее универсальным

методом априорного вероятностного анализа динамических систем вообще и определения характеристик рассеивания ЛА в частности.

Применительно к обсуждаемым задачам, решаемым в рамках априорного статистического анализа, рассматриваемый метод заключается в проведении с использованием средств вычислительной техники стандартной процедуры статистических экспериментов, имитирующих движение исследуемого ЛА при действии случайных факторов, и последующей обработке полученных в экспериментах результатов с помощью методов математической статистики.

Третья глава посвящена анализу рациональной структуры контура вторичной обработки и разработке специального математического обеспечения автоматизированных систем высокоточного управления огнем средств ракетно-артиллерийского вооружения при корректировке стрельб по ненаблюдаемым одиночным целям на основе результатов радиолокационной пристрелки.

Конечной целью вторичной обработки результатов измерений является формирование корректирующего управления (в нашем случае – параметрического «управления огнем» за счет определения и ввода корректирующих установок стрельб). Блок-схема алгоритма показана на рис. 1. В детерминированной постановке эта задача может быть решена в рамках задачи, соответствующий синтезу внешнего контура адаптивного идентификатора внешних условий стрельбы. Для определения неизвестных ошибок орудия в горизонтальной плоскости $\Delta A(u_A^\pi)$ и учета скорости бокового ветра W_z , влияющих на боковое отклонение снаряда, может быть применена широко известная система линейных уравнений

$$\frac{\partial z_j}{\partial A} \Delta A + \frac{\partial z_j}{\partial W_z} W_z = \Delta z; (j = 1 \dots m). \quad (17)$$

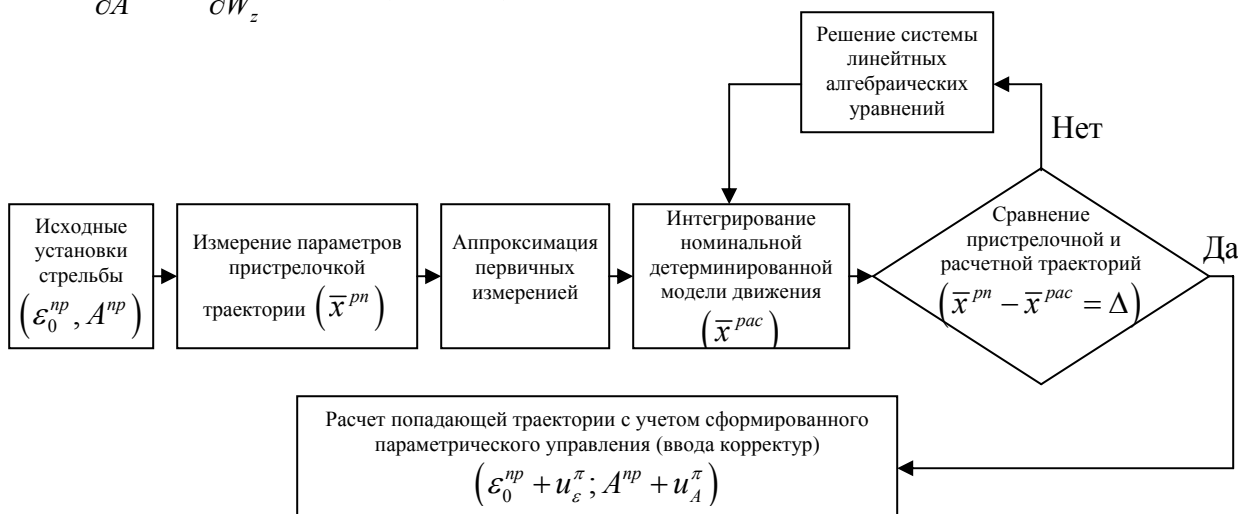


Рис. 1

Решение указанной выше задачи предлагается искать при использовании детерминированно-стохастических моделей, для которых «настройка» модели на реальную ситуацию осуществляется «в недрах» вторичного контура управления (см. рис. 2). Тем самым, достигается существенная разгрузка алгоритма от многократно повторяемой итерационной процедуры, предполагающей интегрирование полной

системы дифференциальных уравнений состояния динамической системы «объект-среда».

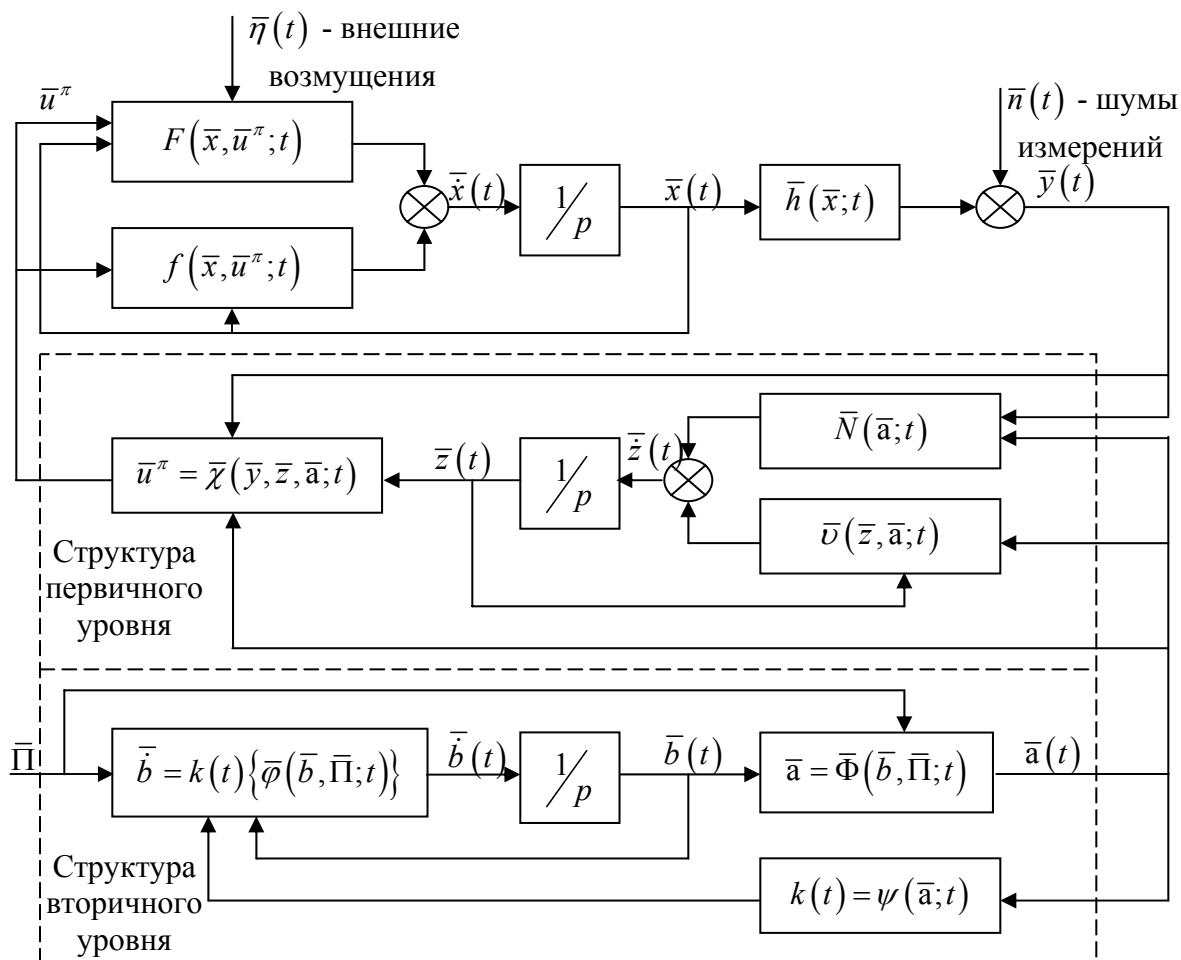


Рис. 2. Структурно-математическая блок – схема контура вторичной обработки траекторных измерений при корректировке стрельбы

Показывается, что данный подход будет иметь право на существование, если его практическая реализация, хотя и приведет к снижению быстродействия, но к вполне приемлемому. Отсюда возникает естественное стремление к упрощению предлагаемых схем математического описания турбулентной атмосферы.

Математическое «воспроизведение» траекторий снарядов РСЗО ($P \neq 0$) и артиллерийских снарядов ($P = 0$) осуществляется в рассмотренном подходе на основе «стандартного набора» прямых измерений прецизионной РЛС (угла места, азимута и приведенной частоты принимаемого отраженного сигнала, на основе которой оценивается наклонная дальность $\hat{r}(t)$ и скорость её изменения $\dot{\hat{r}}(t)$). Используемая математическая модель движения (ММД), хотя и учитывающая «сферичность» Земли, должна удовлетворять (в части учета влияния отклонения параметров атмосферы от нормальных) условию применения «метода баллистических средних».

Учитывая, что решаемую задачу определения корректур в прицельные установки по азимуту и углу места можно трактовать, что уже отмечалось, как определение параметрического управления \bar{u}^π , сводящегося, с физической точки зрения, к разовому изменению корректируемых параметров, отвечающих за качество регулируемого процесса целенаправленного «смещения» траектории при стрельбе, уравнения состояния и наблюдения представим в виде

$$\frac{d}{dt}\bar{x}(t) = \bar{f}(\bar{x}_p, \bar{u}^\pi, \bar{b}; t) + F(\bar{x}, \bar{u}^\pi; t)\bar{\eta}(t); \quad (18)$$

$$\bar{y}(t) = \bar{h}(\bar{x}, \bar{u}^\pi; t) + \bar{n}(t), \quad (19)$$

где случайные возмущения объекта $\bar{\eta}(t)$ и шумы измерений $\bar{n}(t)$ в общем случае – коррелированные шумы с фиксированными матрицами спектральных плотностей; $\bar{f}(\bar{x}_p, \bar{u}^\pi, \bar{b}; t)$ - вектор – функция заданной размерности; \bar{x}_p - расширенный вектор состояния $(n+l)$, включающий, при необходимости l идентифицируемых компонентов вектора параметров (характеристик) объекта.

Базовые детерминированные скалярные уравнения состояния, представляют собой ММД в форме нелинейных нестационарных дифференциальных уравнений, подразделяемых на четыре подсистемы:

- динамических уравнений движения центра масс снаряда, записанных в связанной системе координат (СК)

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}V_x &= \omega_z V_y - \omega_y V_z - \frac{g}{r}(a_{11}x_u + a_{12}y_u + a_{13}z_u) - \frac{qSC_x}{m} + P; \\ \frac{d}{dt}V_z &= \omega_y V_x - \omega_x V_y - \frac{g}{r}(a_{31}x_u + a_{32}y_u + a_{33}z_u) + \frac{qSC_z^\beta \beta}{m}; \\ \frac{d}{dt}V_y &= \omega_x V_z - \omega_z V_x - \frac{g}{r}(a_{21}x_u + a_{22}y_u + a_{23}z_u) + \frac{qSC_y^\alpha \alpha}{m}, \end{aligned} \quad (20)$$

где, помимо стандартных общепринятых обозначений, введены в рассмотрение элементы матрицы перехода от геоцентрической базовой СК $OX_u Y_u Z_u$ к связанной системе $OXYZ$, выраженные через параметры Родрига – Гамильтона, представляющие собой компоненты кватерниона;

- уравнений вращательного движения в проекциях на оси все той же связанной СК, представляемых в форме

$$\frac{d}{dt}\omega_x = \frac{1}{I_x} [M_x + I_{xy}D + I_{xz}\Phi]; \quad \frac{d}{dt}\omega_y = D; \quad \frac{d}{dt}\omega_z = \Phi, \quad (21)$$

где приняты следующие обозначения

$$D = K + d\Phi; \quad K = \frac{M_y + fM_x}{I_y - fI_{yx}}; \quad f = \frac{I_{xy}}{I_x}; \quad m_0 = \frac{I_{zx}}{I_x}; \quad \Phi = \frac{M_z + M_y d + (m_0 + fd)M_x}{I_z - m_0 I_{xz} - d(I_{yz} + fI_{xz})}; \quad d = \frac{I_{zy} + fI_{zx}}{I_y - fI_{yx}};$$

$M_i (i = x, y, z)$ - составляющие суммарного внешнего момента;

- кинематических уравнений движения центра масс снаряда относительно инерциальной геоцентрической и стартовой СК $OX_c Y_c Z_c$

$$\frac{d}{dt}\bar{x}_u(t) = A^*(t)\bar{V}(t); \bar{x}_c(t) = S(t)\bar{x}_u(t); r(t) = \sqrt{x_c^2 + y_c^2 + z_c^2}, \quad (22)$$

где $A^*(t)$ и $S(t)$ - соответствующие известные матрицы преобразования $\bar{V}(t)$ к инерциальной СК и $\bar{x}_u(t)$ - к стартовой СК;

- кинематических уравнений вращательного движения снаряда относительно его центра масс, выраженных в кватернионной форме

$$\frac{d}{dt}\lambda(t) = \frac{1}{2}\omega_u(t) \circ \lambda(t), \quad (23)$$

где $\lambda(t)$ - вектор параметров Родрига – Гамильтона, знак « \circ » означает операцию кватернионного умножения.

Для нахождения дифференциальных уравнений, характеризующих изменение текущих значений углов атаки и скольжения, направим оси OY и OZ связанной системы координат так, чтобы соблюдалось равенство $I_{yz} = 0$. Составляющие тензора инерции $I_{xy} \neq 0$ и $I_{xz} \neq 0$ позволят при этом учесть динамическую неуравновешенность снаряда.

Считая снаряд осесимметричным телом вращения ($C_y^\alpha = C_z^\beta; m_y^\alpha = m_z^\beta; m_y^\omega = m_z^\omega; m_{Ma}^\alpha = m_{Ma}^\beta$) и вводя в рассмотрение комплексные переменные $\delta = \beta + i\alpha; \omega = \omega_y + i\omega_z; h = h_\beta + ih_\alpha$, где α и β - «геометрические» углы атаки и скольжения при безветрии, $h_\alpha = I_{xz}/(I - I_x); h_\beta = I_{xy}/(I - I_x)$, получим после соответствующих преобразований и упрощений

$$\ddot{\delta} + \kappa_1\dot{\delta} + \kappa_2\delta = \kappa_3, \quad (24)$$

где выражения коэффициентов k_1, k_2 и k_3 имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \kappa_1 &= i\omega_x + i\left(1 - \frac{I_x}{I}\right)\omega_x + |m_z^{\omega_z}| \frac{l}{V} \frac{qSl}{I} + \frac{qS}{mV}(C_y^\alpha - C_x) = \frac{qS}{mV}(C_y^\alpha - C_x) + \frac{qSl^2}{VI}|m_z^{\omega_z}| + i\left(2 - \frac{I_x}{I}\right)\omega_x; \\ \kappa_2 &= i\dot{\omega}_x + i\left(\frac{I - I_x}{I}\right)\omega_x \left[i\omega_x + \frac{qS}{mV}(C_y^\alpha - C_x) \right] - \frac{qSl}{I} \left[-|m_z^\alpha| - |m_z^{\omega_z}| \frac{l}{V} \left(i\omega_x + \frac{qS}{mV}(C_y^\alpha - C_x) \right) \right] = \\ &= \frac{qSl}{I}|m_z^\alpha| + i\dot{\omega}_x - \frac{I - I_x}{I}\omega_x^2 + i\frac{I - I_x}{I}\omega_x \frac{qS}{mV}(C_y^\alpha - C_x) + i\frac{qSl^2}{IV}|m_z^{\omega_z}|\omega_x + \frac{q^2S^2l^2}{ImV^2}(C_y^\alpha - C_x)|m_z^{\omega_z}|; \\ \kappa_3 &= \frac{I - I_x}{I}\dot{\omega}_x h + i\left(\frac{I - I_x}{I}\right)\omega_x^2 h + \frac{qSl}{I}(m_{y_0} + im_{z_0}). \end{aligned}$$

Здесь помимо стандартных обозначений через m_{y_0} и m_{z_0} обозначены коэффициенты аэродинамической асимметрии снаряда по соответствующим каналам. Текущая масса снаряда для активного участка $m = m_0 - |\dot{m}|t = \text{varia}$.

Для достижения максимальной наглядности, ограничимся в последующем изложении результатами приближенного аналитического исследования, связанного с принятием допущений об относительной малости пространственного угла атаки (менее 12°)

$$\delta = \sqrt{\left(-\frac{V_y}{V_x}\right)^2 + \left(\frac{V_z}{V}\right)^2} \quad (25)$$

и применении метода замороженных коэффициентов.

Введем в рассмотрение детерминированный пространственный ветровой угол атаки $\bar{\alpha}_{\bar{W}}$, такой, что полный угол атаки с учетом скорости ветра \bar{W} может быть представлен в виде

$$\bar{\delta}_{\Sigma} = \bar{\delta} + \bar{\alpha}_{\bar{W}}. \quad (26)$$

Тогда, в первом приближении, при принятых допущениях и исключении слагаемых второго порядка малости, дифференциальное уравнение типа (24) с учетом ветрового угла атаки записывается в виде

$$\begin{aligned} \frac{d^2\delta}{dt^2} + \left\{ -\frac{Sl^2}{I} m^{\bar{\omega}} + \frac{S}{m} \left[(C_y^{\beta})^2 + (C_z^{\alpha})^2 \right]^{1/2} \right\} \frac{q}{V} \frac{d\delta}{dt} - \frac{qSl}{I} \left[(m_y^{\beta})^2 + (m_z^{\alpha})^2 \right]^{1/2} \delta \approx \\ \approx \frac{qSlm_z^{\alpha}}{I} \alpha_{\bar{W}} + \frac{SqC_z^{\alpha}}{mV} \frac{d\alpha_{\bar{W}}}{dt}. \end{aligned} \quad (27)$$

При построении алгоритма вторичной обработки в виде двухконтурной динамической системы «оценивания – идентификации» с использованием комбинации детерминированных и стохастических моделей (рис. 2), случайные атмосферные возмущения (прежде всего параметры турбулизации, ветровые порывы, возможно также вариации плотности и температуры), не поддающиеся прямым измерениям, воспроизводятся с помощью формирующих фильтров, либо эквивалентных, аналитически полученных соотношений. Условие эквивалентности определяется условием равенства (близости) соответствующих спектральных плотностей.

Поскольку, однако, эти плотности точно неизвестны, вектор – функция $\bar{b}(t)$, варьируемая в диапазоне предельных границ её изменения, рассматривается как одна из функций, определяющих вторичное управление идентификационным алгоритмом

$$\frac{d}{dt} \bar{b}(t) = \bar{\mu}(\bar{b}, \bar{\pi}; t), \quad (28)$$

где $\bar{\pi}(t)$ - известный (в общем случае частично идентифицируемый) вектор параметров (характеристик) снаряда.

В случае, если вектор $\bar{\pi}(t)$ является полностью, либо частично идентифицируемым, он становится ещё одним аргументом вторичного управления

$$\bar{a}(t) = \bar{\Phi}(\bar{b}, \bar{\pi}; t). \quad (29)$$

Таким образом, вторичное управление представляет собой управление настройкой идентификационного алгоритма в части учета условий априори неустранимой неопределенности параметров внешней среды в заданной структуре ММД.

Вектор $\bar{z}(t)$ структуры первичного уровня контура вторичной обработки, описываемый дифференциальным уравнением

$$\frac{d}{dt}\bar{z}(t) = \bar{v}(\bar{z}, \bar{a}; t) + N(\bar{a}; t)\bar{y}(t), \quad (30)$$

содержащим фиксируемую информацию о векторе измерений $\bar{y}(t)$ и включающим в себя вектор вторичного управления $\bar{a}(t)$, образуется динамической системой, также имеющей заданную структуру, косвенно зависящую от параметрического управления $\bar{u}^\pi(t)$, определяемого реализуемым режимом работы алгоритма («нормальный» или «режим воспроизведения»)

$$\bar{u}^\pi(t) = \bar{\chi}(\bar{y}, \bar{z}, \bar{a}; t). \quad (31)$$

В качестве стандартного рекуррентного алгоритма оценивания используется «обобщенный фильтр Калмана», в котором ковариационные матрицы

$$\begin{bmatrix} R_{\bar{x}} & R_{\bar{x}\bar{b}} \\ R_{\bar{b}\bar{x}} & R_{\bar{b}} \end{bmatrix} = M \left\{ \begin{bmatrix} \Delta\bar{x} \\ \Delta\bar{b} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\bar{x}^T & \Delta\bar{b}^T \end{bmatrix} \right\}, \quad (32)$$

где $\Delta\bar{x} = \hat{\bar{x}} - \bar{x}$; $\Delta\bar{b} = \hat{\bar{b}} - \bar{b}$ - ошибки оценивания, требуют для их расчета решения матричных дифференциальных уравнений типа Риккати.

Последний подход, сводящийся к последовательной линеаризации функций $\bar{f}(\bar{x}_p, \bar{u}^\pi, \bar{b}; t)$ и $\bar{h}(\bar{x}, \bar{u}^\pi; t)$, является предпочтительным:

$$\frac{d}{dt}\hat{\bar{x}}(t) = \bar{f}\left(\hat{\bar{x}}, \hat{\bar{b}}\right) + \left(R_{\bar{x}} \frac{\partial \bar{h}}{\partial \hat{\bar{x}}} + R_{\bar{x}\bar{b}} \frac{\partial \bar{h}}{\partial \hat{\bar{b}}} + G_{\bar{n}\bar{x}} \right) Q_{\bar{n}}^{-1} \left[\bar{y}(t) - \bar{h}\left(\hat{\bar{x}}, \hat{\bar{b}}\right) \right]; \quad (33)$$

$$\frac{d}{dt}\hat{\bar{b}}(t) = \left(R_{\bar{b}\bar{x}}^T \frac{\partial \bar{h}}{\partial \hat{\bar{x}}} + R_{\bar{b}} \frac{\partial \bar{h}}{\partial \hat{\bar{b}}} \right) Q_{\bar{n}}^{-1} \left[\bar{y}(t) - \bar{h}\left(\hat{\bar{x}}, \hat{\bar{b}}\right) \right]. \quad (34)$$

Четвёртая глава диссертации посвящена учету и численной оценке влияния возмущающих факторов турбулизации атмосферы и ветрового воздействия на движение НКЛА на основе полученных моделей и обсуждаемых модельных ситуаций. Все расчеты проведены применительно к гипотетической системе, характеризуемой следующими массово-конструктивными и эксплуатационными характеристиками: артиллерийский снаряд калибра 120мм, начальная скорость 440м/с, масса 20кг, $J_x = 0,041 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $J_z = 0,753 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, масса без обтекателя (для НКЛА) 19кг, средняя дальность стрельбы 6500м, угол бросания в диапазоне $50^\circ \div 75^\circ$. Соответствующие оценки точности стрельбы получены для двух вариантов дальности: минимальной и максимальной.

При расчете характеристик рассеивания координат конечной точки неуправляемого участка траектории методом статистических испытаний задавались следующие величины СКО возмущающих факторов:

$$\sigma_{\Delta v} = 2 \text{ м/с}; \sigma_{\Delta\theta} = \sigma_{\Delta\psi} = 0,1^\circ; \sigma_{\Delta m} = 0,1 \text{ кг}; \sigma_{\Delta W_z} = 0,5 \text{ м/с}; \sigma_{\Delta\rho/\rho} = \sigma_{\Delta T/T} = 0,5\%; \sigma_{\Delta C_x/C_x} = 1\%.$$

Другие величины в решаемых модельных задачах не варьировались.

Вычисления осуществлялись при использовании пакета прикладных программ ВМ09, разработанного на кафедре «Баллистика и аэродинамика» СМЗ и адаптированного при участии автора к решению рассматриваемых задач.

Подпрограмма земной атмосферы АТМ81Н ориентирована в пакете на параметры стандартной атмосферы ГОСТ 4401-81. Статистические испытания реализованы при принятом значении $NK = 1000$. Описание методики моделирования и файлы соответствующих подпрограмм вынесены в Приложение.

Результаты статистического моделирования движения НКЛА на неуправляемом участке траектории в форме среднеквадратических отклонений координат конечной точки от их номинальных величин представлены в таблице 1.

Таблица 1.

	$\sigma_{\Delta X_k} (м)$	$\sigma_{\Delta Y_k} (м)$	$\sigma_{\Delta Z_k} (м)$
$\Theta_0 = 50 \text{град.}$	37,5	31,1	16,0
$\Theta_0 = 75 \text{град.}$	31,0	44,7	13,4

В таблице 2. представлены значения коэффициентов корреляции между отклонениями координат в различных направлениях.

Таблица 2.

	r_{xy}	r_{xz}
$\Theta_0 = 50 \text{град.}$	0,6772	-0,0171
$\Theta_0 = 75 \text{град.}$	0,4294	0,0390

На основании этого статистического материала построены гистограммы, из которых наглядно видно распределение количества точек с отклонениями координат от их значений при движении по номинальной траектории, попадающих в заранее заданные разряды.

В качестве примера на рис. 3 представлена гистограмма распределения количества точек отклонений координат по дальности в конце неуправляемого участка траектории от их значений для номинальной траектории.

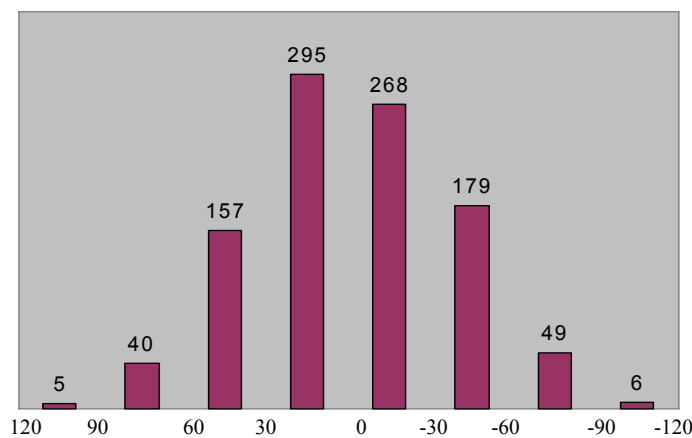


Рис. 3 Гистограмма отклонений координат конечной точки неуправляемой траектории по дальности от номинальных значений для стрельбы при $\Theta_0 = 50 \text{град.}$

На рис. 4, 5 показаны результаты расчетов характера движения НКЛА в окрестности вершины траектории при угле бросания 75 градусов без ветра и при $W_z = 5\text{ м/с}$.

На рис. 6, 7 приведены результаты расчетов влияния ветрового воздействия на динамику движения НКЛА с коррекцией на конечном участке траектории при угле бросания 75 градусов без ветра и при $W_z = 5\text{ м/с}$. (К рассмотрению принята гипотетическая система коррекции со следующими параметрами: расстояние между центром масс НКЛА и точкой подвеса бортового координатора цели (БКЦ) 0,22м; ширина поля зрения $\pm 16^\circ$; корректирующая сила 5000н; число корректирующих двигателей 8; дальность до цели 3700м; боковое смещение цели из плоскости стрельбы равно нулю; цель неподвижна; отделение обтекателя идеальное; сброс за 3,5с до момента падения НКЛА на грунт; начало коррекции через 0,5с от момента сброса обтекателя; номинальный фазовый сдвиг 35°). Вычисления проведены с использованием пакета прикладных программ кафедры, разработанного доцентом А.Н. Клишиным под руководством профессора В.В. Грабина.

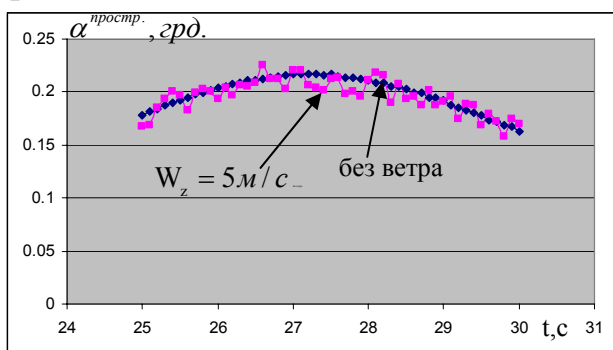


Рис. 4

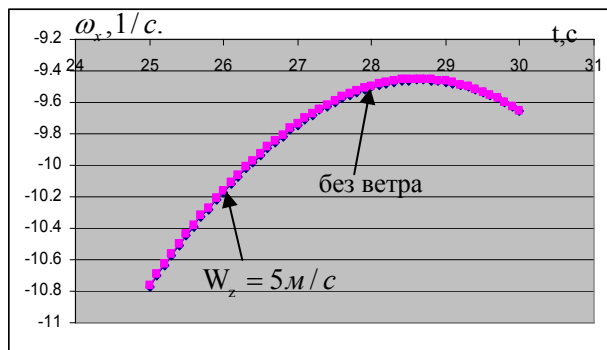


Рис. 5

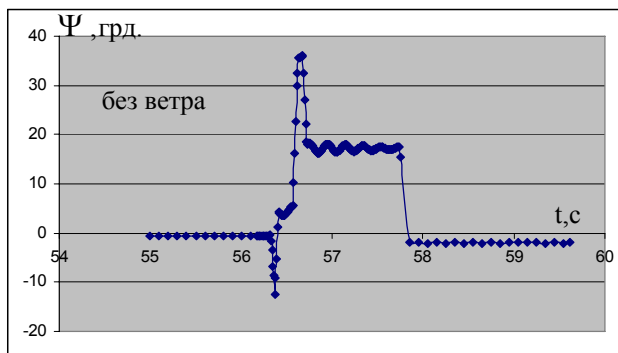


Рис. 6

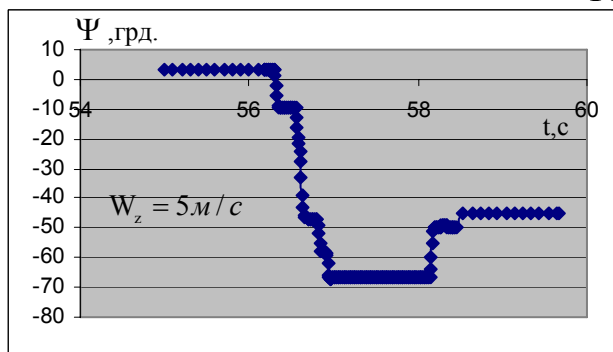


Рис. 7

Применительно к корректируемым ЛА установление предельных размеров и ориентации эллипсоида рассеивания в точке сброса обтекателя позволило определить вероятность гарантированного захвата цели координатором снаряда и отсюда сформулировать рекомендации по рациональным значениям параметров поля зрения оптического координатора флюгерного типа.

Статистическое моделирование движения ЛА на участке коррекции позволило выявить, что в силу кратковременности действия возмущений и их несоизмеримой малости по сравнению с управляющими воздействиями, атмосферная турбулентность практически не влияет на характеристики рассеивания (находится на уровне погрешностей вычислительного типа). Что же касается ветрового нагружения, то учет скорости ветра целесообразен на всех участках траектории. При этом, однако, оказывается оправданным ограничиться предельным значением скорости ветра, сведя анализ к применению известных методик «баллистических средних». Это дало основание принять в качестве предельного значения составляющих скорости ветра (горизонтальной и боковой) величин, равных $\pm 5 \text{ м/с}$

Основные результаты и выводы

На основании выполненного диссертационного исследования, носящего квалификационный характер, представляется возможным заключить, что на его основе решена актуальная научно-техническая задача разработки методики учета влияния атмосферной турбулентности и ветрового нагружения на динамику движения НКЛА.

По результатам выполненной работы можно сделать следующие выводы:

1. Разработана обладающая элементами новизны пространственная математическая модель движения НКЛА с учётом влияния атмосферной турбулентности и ветрового нагружения на динамику движения ЛА, позволяющая проводить при различных внешних условиях моделирование устойчивости и точности движения ЛА различного типа. На основе этой модели на языке программирования высокого уровня доработан пакет программ для проведения расчётов параметров пространственного движения НКЛА.
2. Стохастический подход к разработке специального математического обеспечения автоматизированных систем высокоточного управления огнем средств ракетно-артиллерийского вооружения позволяет формировать корректуры не только с учетом ветрового сноса снаряда, но и с учетом оцениваемых вдоль траектории математических ожиданий суммарного пространственного угла атаки (с учетом ветровой составляющей), а также мелкомасштабных турбулентностей.
3. Предлагаемый подход, базирующийся на использовании стохастических моделей, тем более эффективен, чем больше дальность стрельбы и чем сложнее реализуемая траектория с точки зрения её динамических характеристик (снаряды РСЗО и активно-реактивные снаряды ствольной артиллерии).

4. Полученные результаты показывают, что НКЛА с системой коррекции на конечном участке также чувствителен к ветровому воздействию, как и на не корректируемом участке траектории. Поэтому при их проектировании необходимо выбирать все параметры, аэродинамические характеристики и технологию изготовления так, чтобы чувствительность системы коррекции к ветровому воздействию, в частности из-за повышенного запаса статической устойчивости, была бы по возможности минимальной. Тем не менее, при ограниченном уровне ветрового воздействия для правильно настроенной системы коррекции можно говорить о возможности эффективного применения таких систем при стрельбе на максимальные дальности по малоразмерным и даже перемещающимся целям.
5. Применение разработанной методики и программно-алгоритмического обеспечения расчёта динамики движения НКЛА в турбулентной атмосфере даёт возможность производить исследования влияния вариаций разброса параметров системы на дальность полета и точность стрельбы.

Публикации по теме диссертации

1. Лысенко Л.Н., Нгуен Хай Минь. Алгоритмическое обеспечение контура вторичной обработки траекторных измерений при корректировке стрельбы реактивных систем залпового огня по ненаблюдаемым одиночным целям // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. – 2008. – № 1. – С. 29–45.
2. Лысенко Л.Н., Нгуен Хай Минь. Стохастический подход к разработке специального математического обеспечения автоматизированных систем высокоточного управления огнем средств ракетно–артиллерийского вооружения // Известия РАН. – 2007. – № 4 (54). – С. 78–89.
3. Нгуен Хай Минь. Влияние ветрового воздействия на динамику движения корректируемых боеприпасов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. – 2008. – № 3. – С. 39–51.
4. Нгуен Хай Минь. Использование прогнозирующих моделей для оценки влияния нестационарности атмосферы на движение летательных аппаратов // Гагаринские чтения. Секция – Механика космического полета. Тезисы докладов Международной молодежной научной конференции XXXIII. – М., 2007. – Том 5. – С. 99–100.
5. Нгуен Хай Минь. Моделирование действия случайного ветра на движение снарядов реактивных систем залпового огня // Гагаринские чтения. Секция – Механика космического полета. Тезисы докладов Международной молодежной научной конференции XXXIV. – М., 2008. – Том 5. – С. 133–135.