

Т. Б. Атыгаев, докторант, atgv95@gmail.com, В. П. Ивель, д-р техн. наук, проф., ivelvic@mail.ru, Ю. В. Герасимова, канд. техн. наук, доц., julyvic@mail.ru, Некоммерческое акционерное общество "Северо-Казахстанский университет имени Манаша Козыбаева", г. Петропавловск, Казахстан

Адаптивное управление планированием реактивного снаряда на пассивном участке полета по программно-заданной траектории

Решается задача, направленная на создание системы управления планированием реактивного снаряда (РС) и относящаяся к категории задач внешней баллистики. Существующая методика расчета дальности полета РС, основанная на зависимости траектории полета от начального угла тангажа снаряда и прогнозируемых значений параметров возмущающих воздействий, не обеспечивает необходимую точность заданной дальности полета снаряда. Практика проведения пробных запусков РС для определения необходимого угла тангажа связана с существенными материальными затратами. Поэтому применение методов имитационного компьютерного моделирования является наиболее перспективным подходом для исследования законов рассеивания РС и разработки на этой основе системы управления планированием снаряда на пассивном участке траектории полета.

Предложенная система управления планированием РС основана на использовании эталонной траектории полета РС, рассчитанной для прогнозируемых средних значений скорости продольной составляющей ветра. Предложен алгоритм управления планированием РС за счет изменения угла поворота горизонтального оперенья, основанный на зависимости вертикальной и горизонтальной координат снаряда от угла тангажа. Для разработки алгоритма использовалась компьютерная система визуального программирования Simulink. В результате получена структурная схема управления планированием РС, включающая модель траектории его полета как объекта управления и бортовую систему управления, организованную на базе двухъядерного микроконтроллера ESP-32. Предложена методика беспроводной записи программы управления в память микроконтроллера в полевых условиях. На базе пакета Simulink Desktop Real-Time разработана полунатурная модель полета РС, включающая микроконтроллер ESP-32, плату PCI-1710HG и Simulink-модель траектории полета снаряда с переменной массой в вертикальной плоскости. Проведена серия экспериментов, показавшая высокую степень точности попадания снаряда в цель.

Ключевые слова: реактивный снаряд, система управления, микроконтроллер, ESP-32, эталонная модель, MATLAB, Simulink

Введение

Сухопутные войска, военно-воздушные силы и военно-морской флот многих стран вооружен реактивными системами залпового огня (РСЗО) — комплексом вооружения, включающим многозарядную пусковую установку и реактивные снаряды (РС).

Калибр современных снарядов достигает 425 мм, максимальная дальность стрельбы — до 45 км и более. РСЗО несут от 4 до 50 РС. Каждый снаряд имеет свою отдельную направляющую для запуска [1–6].

Современные системы коррекции движения РС позволяют воздействовать на траекторию полета РС, благодаря чему минимизируются ошибки прицеливания, последствия возмущающего воздействия атмосферы, начальных ус-

ловий пуска и других факторов, отклоняющих снаряд от конечной цели [7, 8].

Достаточно много публикаций посвящено созданию систем управления планированием полета РС. В публикациях не описываются необходимые для приложений и реализации математические модели и детали алгоритмов, а приводятся только окончательные результаты. При этом практически отсутствуют источники, в которых имелась бы точная алгоритмическая схема, подходящая для написания программного обеспечения. В основном это связано с тем, что такое программно-математическое обеспечение является или коммерческой тайной, или интеллектуальной собственностью разработчика программно-математического обеспечения [9, 10].

Анализ научных публикаций показал, что предложенные системы, устройства и алгорит-

мы включают достаточно сложные решения, требующие значительной доработки конструкции РС, в частности, тормозных систем, отклонения носовой части снаряда и т. д. В то же время остается без должного внимания довольно широкий круг вопросов, например, анализ полетных характеристик в условиях нестационарных аэродинамических параметров среды или синтез оптимальных систем коррекции неуправляемых РС, требующих минимальной доработки конструкции и обеспечивающих, в то же время, максимальную точность стрельбы [11, 12]. Все это говорит об актуальности рассматриваемых проблем и требует дополнительных исследований.

Постановка задачи

Существующие РСЗО оснащены неуправляемыми РС. Поскольку одним из недостатков данных систем является значительное рассеивание снарядов, то главные тенденции их развития — разработки в области увеличения калибра боеприпасов, расширения спектра решаемых задач, повышения скорости перезарядки, дальности и точности стрельбы.

Задача данного исследования — разработать метод управления планированием полета РС, обеспечивающий заданную дальность и точность стрельбы, а также минимальное время для подготовки следующего залпа. Предложено решать поставленную задачу с помощью адаптивной системы управления планированием РС на пассивном участке полета по программно-заданной траектории. С этой целью необходимо:

- разработать структуру системы управлением планированием РС с использованием программно-заданной эталонной траектории полета РС при прогнозируемых значениях скорости встречного ветра;

- разработать алгоритм управления планированием РС и построить Simulink-модель, включающую систему управления планированием и систему имитации полета РС;

- провести компьютерную апробацию алгоритма управления планированием РС;

- провести полунатурное моделирование процесса запуска РС в реальном режиме времени с использованием программного пакета Simulink Desktop Real-Time, микроконтроллера ESP-32, многофункциональной платы PCI-1710HG и Simulink-модели траектории полета РС с переменной массой в вертикальной плоскости.

Математическая модель динамики РС как объекта управления

Движение РС в вертикальной плоскости описывается системой дифференциальных уравнений [13]:

— для скоростной системы координат XOY :

$$F_X = m\dot{V} = T - D - W \sin \gamma; \quad (1)$$

$$F_Y = mV\dot{\gamma} = L - W \cos \gamma; \quad (2)$$

$$D = qSC_R = 0,5\rho V^2SC_R = V^2C_D; \quad (3)$$

$$L = V^2C_L; \quad (4)$$

— для земной системы координат xOy :

$$\dot{x} = V \cos \gamma; \quad (5)$$

$$\dot{y} = V \sin \gamma;$$

$$m = m_0 - \int_0^{t_3} \dot{m}_s dt. \quad (6)$$

Здесь F_X — равнодействующая сила, направленная по скорости движения РС V ; F_Y — равнодействующая сила, направленная по нормали к скорости движения РС; m — переменная масса снаряда; m_0 — стартовая масса ракеты; \dot{m}_s — массовый расход топлива в единицу времени; α — угол атаки; μ — угол крена (в уравнениях отсутствует угол α , поскольку на временном участке работы реактивного двигателя (≈ 2 с) предполагается, что $\alpha = 0$ и $\mu = 0$); D — аэродинамическое сопротивление; q — скоростной напор набегающего невозмущенного потока; S — характерная площадь ракеты; C_R — безразмерный аэродинамический коэффициент, зависящий в основном от формы ракеты, числа Маха M , числа Рейнсольда $Re = Vd\rho/\mu$, углов атаки α и скольжения β (принято $\beta = 0$) [14]; C_D — коэффициент, имеющий размерность Н/м; W — вес РС; γ — угол тангажа; F_Y — равнодействующая сила, направленная по нормали к скорости движения РС V ; L — аэродинамическая подъемная сила, $L = CLV^2$, где $C_L = (1/2)C_{\alpha}\rho S_M$, и при малых углах атаки α становится пропорциональным углу атаки [15]; μ — угол крена; $[\dot{x}, \dot{y}]^T$ — скорости поступательных движений РС; T — тяга реактивного двигателя:

$$T(t) = \begin{cases} T_0, & t_3 \geq t > 0, \\ 0, & t \geq t_3, \end{cases}$$

t_3 — время сгорания топлива.

Структура системы управления планированием РС

На рис. 1 представлена структурная схема бортовой системы управления планированием РС. Бортовая система управления построена на основе двухядерного микроконтроллера ESP-WROOM-32. Такой выбор объясняется тем, что при реализации программы управления целесообразно разделить во времени два процесса: процесс симуляции заданной траектории полета и процесс непосредственного управления планированием РС, включая измерение текущих параметров полета РС и формирование алгоритма управления углом поворота горизонтального оперения. Кроме того, наличие в составе ESP-32 Wi-Fi — приемопередатчиков позволяет в полевых условиях оперативно и в беспроводном режиме загружать управляющую программу в память микроконтроллера.

Таким образом, структурная схема (рис. 1) включает два основных блока: блок реализации программной модели заданной траектории РС (ПМТ), или генератора желаемой траектории, и блок управления оперением РС (БУО), включая аналого-цифровые (АЦП) и цифроаналоговые преобразователи (ЦАП), которые также входят в состав микроконтроллера. Также к системе управления можно отнести электромеханический привод оперенья (ЭПО), датчики высоты нахождения РС (ДВ) и его горизонтальной скорости (ДС), включая аппаратный интегратор (И) для получения горизонтальной координаты РС. Привод ЭПО можно считать инерционным звеном с минимальной постоянной времени.

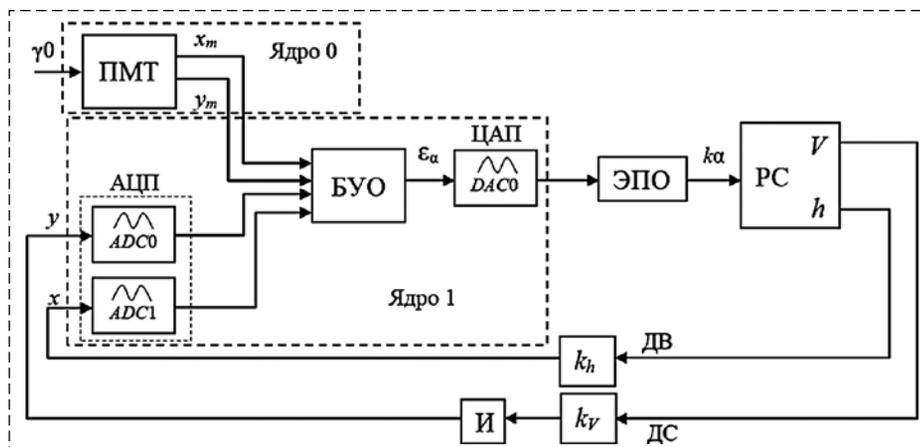


Рис. 1. Структурная схема бортовой системы управления планированием РС
Fig. 1. Block diagram of the on-board control system for planning a rocket projectile

Алгоритм управления планированием РС

Реальная траектория полета РС в полевых условиях в основном под влиянием встречного ветра может значительно отличаться от заданной траектории, т. е. создается ошибка [16]

$$\varepsilon(t) = f_{xy}(t) - f_{mxy}(t), \quad (7)$$

где $f_{xy} = \sqrt{x^2 + y^2}$ и $f_{mxy} = \sqrt{x_m^2 + y_m^2}$ — соответственно модули вектора движения ракеты и ее модели в вертикальной плоскости.

Минимизировать ошибку можно с помощью управления аэродинамической подъемной силой $L = CLV^2$. Коэффициент C_L можно представить в виде $C_L = (1/2)C_{\alpha}\rho S_M = \alpha C_{L1}$. Таким образом, управлять аэродинамической подъемной силой, а значит, и минимизировать ошибку $\varepsilon(t)$ можно изменением угла атаки РС. В этом случае угол атаки α является функцией аргумента ε рассогласования модулей векторов движения РС и модели РС, т. е. $\alpha = f(\varepsilon)$. В бортовой системе управления (рис. 1) сигнал $\varepsilon(t)$ поступает на электромеханический привод, который управляет поворотом опереньем РС. Поворот оперенья приводит к изменению угла атаки РС. Все перечисленные звенья, связывающие переменные α и ε , относятся к классу пропорциональных, поэтому при моделировании процесса полета РС использовалось линейное соотношение $\alpha = k\varepsilon$.

Уравнение (2) в данном случае можно представить в следующем виде:

$$mV\gamma = \alpha C_{L1}V^2 - W \cos \gamma. \quad (8)$$

Объединяя уравнения (1) и (8) и исключая из уравнений угол тангажа γ , можно получить нелинейную функцию

$$\alpha = F(m, V, W, T, D). \quad (9)$$

Задача заключается в поиске функции $\varepsilon = f(x, y, x_m, y_m)$, которая бы обеспечила минимальное расхождение траекторий полета РС и ее модели.

Наиболее часто в системах с эталонной моделью для поиска экстремума функций многих переменных использу-

ют метод градиента. Однако существенные нелинейности системы уравнений полета РС создают определенные трудности в применении этого метода и вызывают необходимость предварительной линеаризации системы, что приводит к неточному и достаточно громоздкому математическому выражению для вектора функции коррекции. В результате серии экспериментов компьютерного моделирования различных упрощенных вариантов реализации вектора функции управления для коррекции полета РС был подобран следующий закон управления опереньем:

$$\varepsilon_\alpha = \begin{cases} \int k_x(x_m - x)dt + k_y(y_m - y), & \dot{x} > 0, \\ \int k_x(x_m - x)dt, & \dot{x} \leq 0. \end{cases} \quad (10)$$

где k_{x1} , k_{x2} , k_y — коэффициенты пропорциональности.

Сигнал ε поступает на электромеханический привод оперения, поворот которого приводит к изменению угла атаки РС.

В работе [17] коррекция траектории РС основывалась на слежении системы управления за модулем вектора перемещения РС эталонной модели в пространстве координат xOy . Однако реализация предложенного алгоритма приводила к тому, что при равенстве модулей векторов модели траектории РС и действительной траектории полета РС не обеспечивалось равенство координат векторов, т. е. $[x_m, y_m]^T$ и $[x, y]^T$. Это обстоятельство приводило к значительной статической ошибке в коррекции траектории при разных направлениях встречного ветра. В данном случае предлагается управление, которое можно разделить на два временных этапа: первый длится от момента запуска РС до достижения им точки максимума траектории, т. е. точки, где вертикальная скорость снаряда равна 0. Этому участку соответствует первое уравнение системы (10), которое включает два слагаемых: первое — интеграл от разности горизонтальной координаты РС и ее модели, и второе — линейная функция от разности высот нахождения РС и его модели. В этом уравнении доминирует второе слагаемое, т. е. на этом участке полета РС система коррекции стремится поддерживать заданную высоту полета РС. При этом первое слагаемое придает определенный астатизм процессу коррекции координаты x . Второму участку, участку планирования, соответствует второе уравнение, которое минимизирует отклонение дальности реальной траектории полета РС от дальности

программно-заданной траектории и при этом обеспечивает астатический характер управления. Такое параметрическое разделение процесса управления обеспечивает устойчивый характер полета РС, заданную точность и исключает возможность возникновения автоколебательных процессов в системе коррекции.

В реальных полевых условиях процесс подготовки РС к запуску включает предварительную запись в блок управления программы имитации траектории полета РС с установкой прогнозируемой скорости ветра. На рис. 2 представлен алгоритм общей программы управления траекторией планирования РС, включая алгоритм выполнения программы имитации траектории. Программа распределяется на два ядра микроконтроллера. Ядро 0 предназначено для записи подпрограммы реализации заданной траектории РС и вывода текущих параметров траектории на Ядро 1, которое предназначено для измерения и записи текущих реальных параметров движения РС и реализации алгоритма управления углом поворота горизонтального оперения (7).

На рис. 2 приняты следующие условные обозначения:

— "МТРС" — подпрограмма реализации заданной траектории РС;

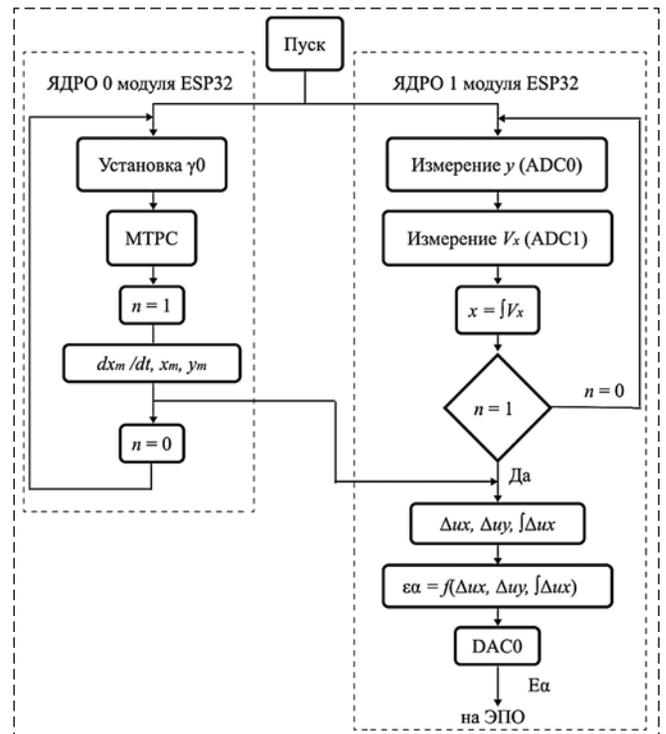


Рис. 2 Алгоритм работы программы записанной на микроконтроллер
 Fig. 2. The algorithm of the program recorded on the microcontroller

- " $dx_m/dt, x_m, y_m$ " — вывод: скорости горизонтальной координаты, горизонтальной и вертикальной координат заданной траектории РС;
- "Измерение y (ADC0)" — измерение текущего значения вертикальной координаты действительной траектории РС;
- "Измерение V_x (ADC1)" — измерение текущего значения скорости горизонтальной координаты действительной траектории РС;
- " $\int V_x$ " — вычисление текущего значения горизонтальной координаты действительной траектории РС;
- "DAC0" — вычисление функции $\varepsilon_{\alpha} = f(\Delta u_x, \Delta u_y, \Delta u_x)$ в соответствии с выражением (10).

В полевых условиях перед запуском РС для загрузки исполняемой программы в память микроконтроллера ESP32 рекомендуется применять технологию беспроводной загрузки с использованием библиотеки AsyncElegantOTA, поскольку платформа ESP-32, как уже упоминалось, включает надежные Wi-Fi-приемопередатчики.

Компьютерная апробация алгоритма управления планированием реактивного снаряда

На рис. 3 представлена Simulink-модель движения РС в вертикальной плоскости. Блоки 1 и 2 реализовывают уравнения (1), (2) и (5). Блоки 3 и 4 соответствуют уравнениям (3) и (4). Входной параметр V_B для блока 3 определяет прогнозируемую скорость ветра. Вход α_0 блока 4 в дальнейшем будет использоваться для управления углом атаки крыла горизонтального оперения.

Существующая технология запуска РС в полевых условиях предполагает начальную установку угла тангажа γ_0 по справочнику, в котором представлены таблицы зависимости угла γ_0 от измеренных метеопараметров (метеоданных) в районе полета РС, в первую очередь, от средней скорости ветра.

На рис. 4 представлены результаты моделирования запусков РС при отсутствии ветра

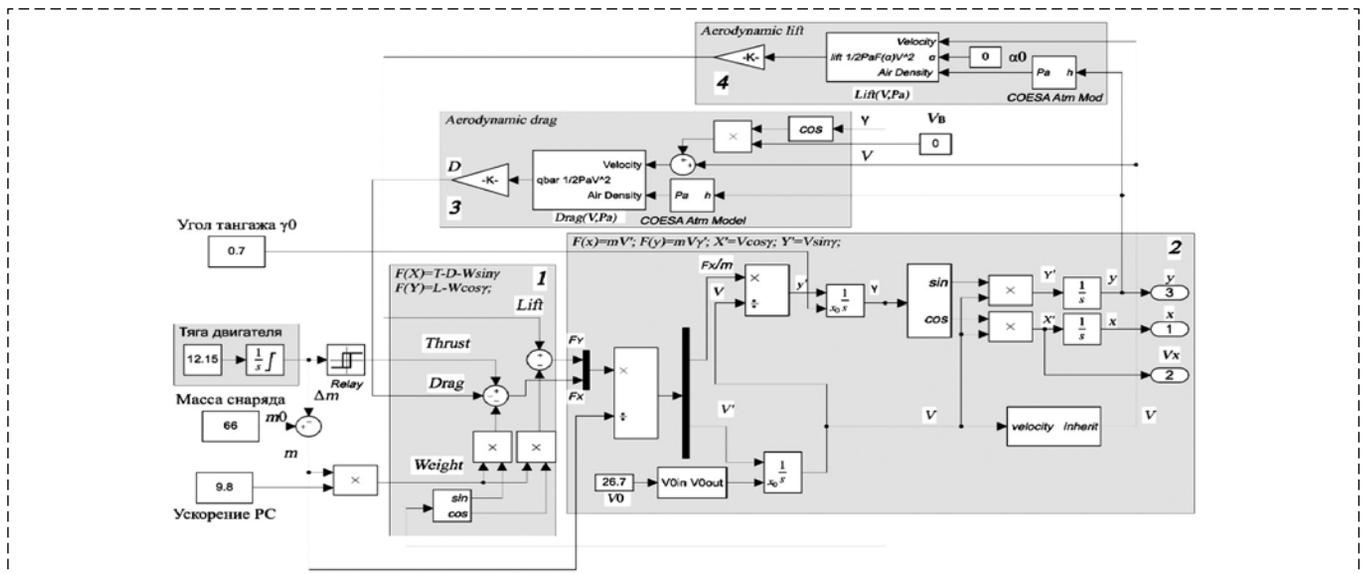


Рис. 3. Simulink-модель движения реактивного снаряда в вертикальной плоскости
Fig. 3. Simulink-model of the movement of a rocket projectile in a vertical plane

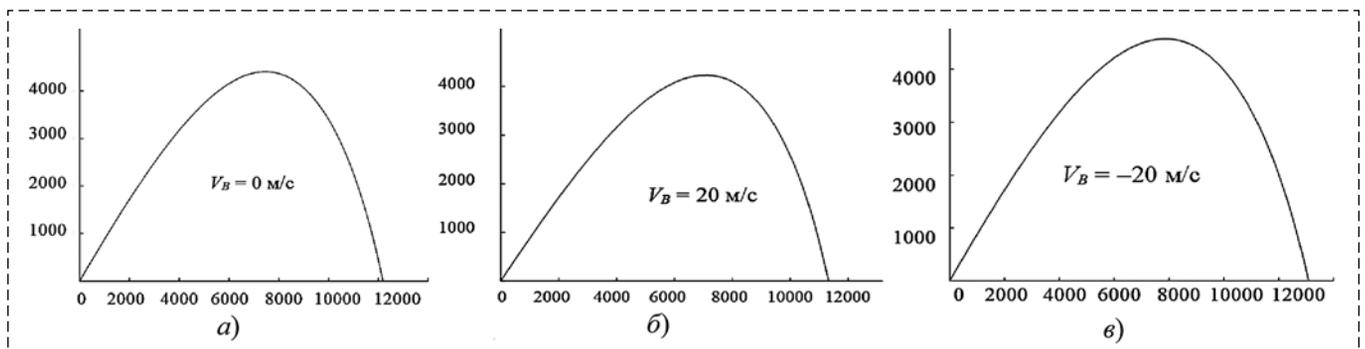


Рис. 4. Результаты моделирования запусков РС при различных скоростях ветра
Fig. 4. Simulation results of rocket launches at different wind speeds

(рис. 4, а), а также при различных скоростях встречного (рис. 4, б — 20 м/с) и попутного (рис. 4, в — -20 м/с) ветров. В данном случае установлен угол тангажа $\gamma_0 = 0,7$ рад [18]. Представленные графики показывают, как значительно отличается дальность полета в этих трех случаях.

Полунатурное моделирование процесса запуска РС в реальном масштабе времени

Технология полунатурного моделирования технической системы предполагает использование при моделировании, наряду с виртуальными элементами, реальных компонентов проектируемой системы. Выбор категории, к которой можно отнести те или иные элементы, определяется задачами, для решения которых используется проектируемая система.

На рис. 5 представлена Simulink-модель, имитирующая запуск и траекторию полета РС с использованием реальной бортовой системы управления планированием на микроконтроллере ESP-WROOM-32.

В качестве объекта управления используется Simulink-модель движения РС (см. рис. 3). Для связи бортовой системы с Simulink-моделью (см. рис. 3) используются программный пакет Simulink Desktop Real-Time, обеспечивающий функционирование модели в реальном масштабе времени, и аппаратный интерфейс на базе многофункциональной платы PCI-1710HG и кабеля с разъемом ADAM-3968 SCSI.

На схеме (рис. 5) штриховой линией обозначен микроконтроллер ESP-32, который через аналоговые-цифровые и цифроаналоговые преобразователи платы PCI-1710HG подключены к Simulink-модели объекта управления.

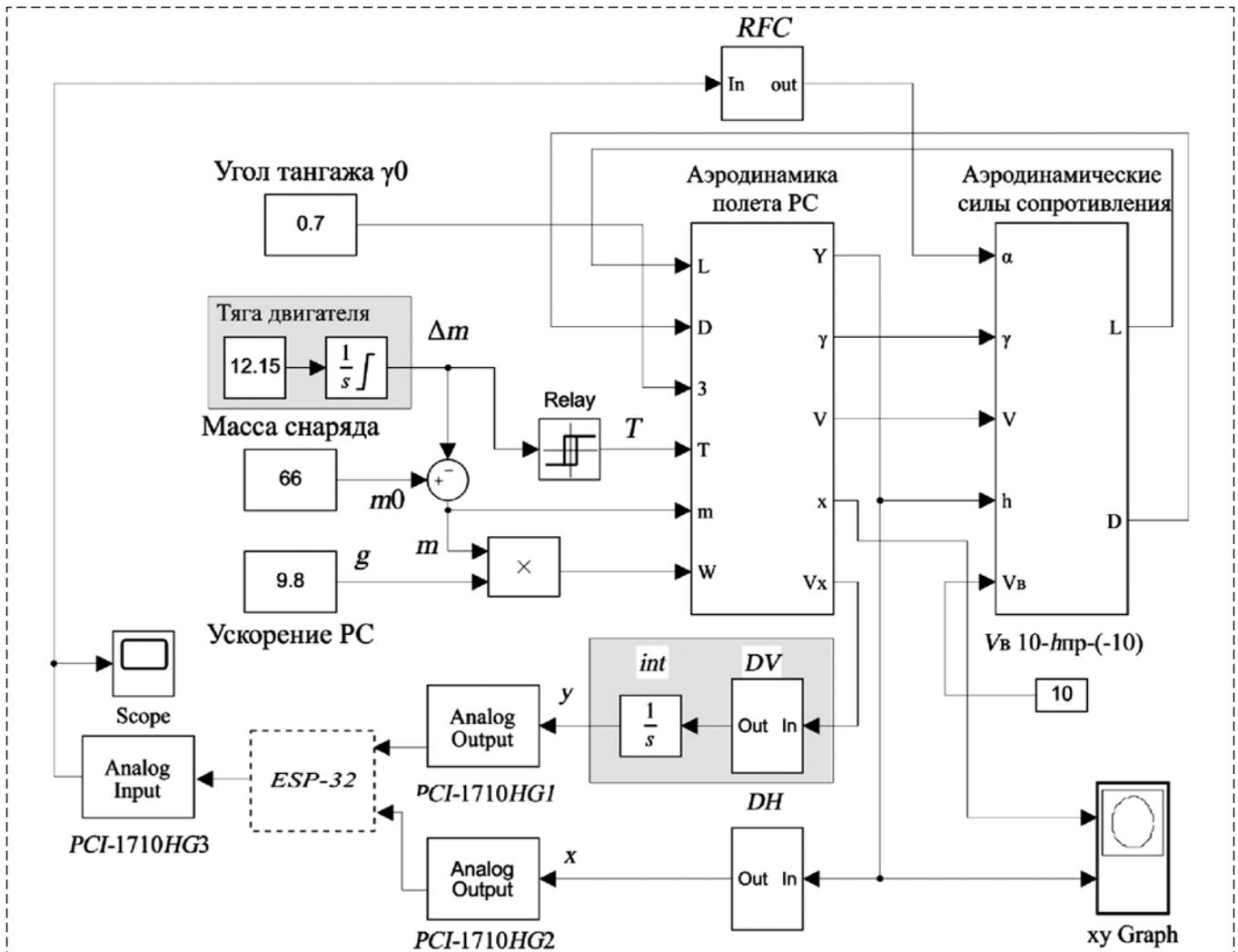


Рис. 5. Simulink-модель имитирующая запуск и полет реактивного снаряда

Fig. 5. Simulink-model simulating the launch and flight of a rocket projectile

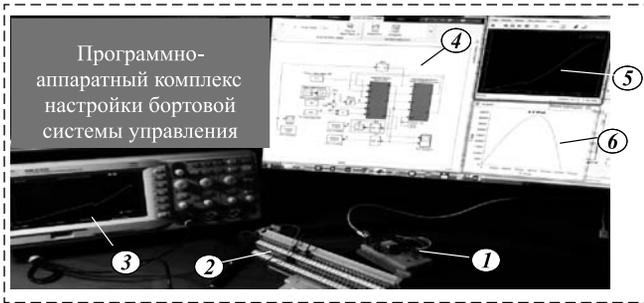


Рис. 6. Программно-аппаратный комплекс для настройки бортовой системы управления планированием РС

Fig. 6. Hardware and software complex for setting up the on-board control system for planning a rocket projectile

Входными сигналами для микроконтроллера являются координаты x и y , а выходным — сигнал ε_α , управляющий поворотом горизонтального оперенья и углом тангажа α .

Описанная структура полунатурного моделирования была реализована в виде программно-аппаратного комплекса, представленного на рис. 6.

В состав комплекса входят следующие компоненты:

- персональный компьютер;
- многофункциональная плата ввода-вывода PCI-1710HG, которая устанавливается в PCI-разъем компьютера;
- платформа с микроконтроллером ESP-32 (1);
- разъем ADAM-3968 SCSI (2), через который аналоговые входы-выходы подключаются к плате PCI-1710HG;
- осциллограф (3).

В момент запуска процесса моделирования полета РС в системе MATLAB синхронно включается блок управления планированием, выполненный на платформе ESP-32. Блок управления вырабатывает текущие координаты заданной траектории полета РС, запрограммированной в соответствии с измеренной скоростью продольного ветра в условном районе испытаний. Одновременно с этим на микроконтроллер поступают координаты нахождения РС от Simulink-модели через блоки АЦП платы PCI-1710HG. Далее в соответствии с заданным алгоритмом вырабатывается сигнал управления ε_α , который через ЦАП микроконтроллера посту-

пает на осциллограф и на аналого-цифровой вход (Analog Input) платы PCI-1710HG. Далее сигнал управления ε_α поступает через электро-механический привод оперенья на вход блока "Аэродинамические силы сопротивления". Изменение угла атаки (при малых углах атаки) приводит к прямо пропорциональному изменению аэродинамической подъемной силы L , что приводит к изменению траектории полета модели РС и минимизации отклонения ее горизонтальной координаты от заданной. На экране виртуального осциллографа 5 и экране реального осциллографа представлен один и тот же сигнал ε_α . На экране компьютера также представлена Simulink-модель 4 в системе MATLAB и результат моделирования на виртуальном осциллографе 6 с демонстрацией полета РС в координатах дальность-высота.

На рис. 7 и в таблице представлены результаты ряда экспериментов по определению дальности полета РС при отклонении скорости ветра от расчетного значения. При отсутствии ветра дальность полета снаряда совпадает с дальностью полета без системы управления планированием, а при ветровых нагрузках снаряд с системой управления имеет более высокую точность попадания.

Дальность полета реактивного снаряда

The range of a rocket projectile

V_B	-20	-10	0	10	20
x (дальность)	12186,3	12185,6	12186,3	12184,3	12186,9

Предложенная структурная модель (см. рис. 1) является основой для компьютерного исследования аэродинамических процессов, описывающих полет РС, оснащенного системой управления планированием. Моделирование неконтролируемого полета РС в вертикальной плоскости в системе Simulink (см.

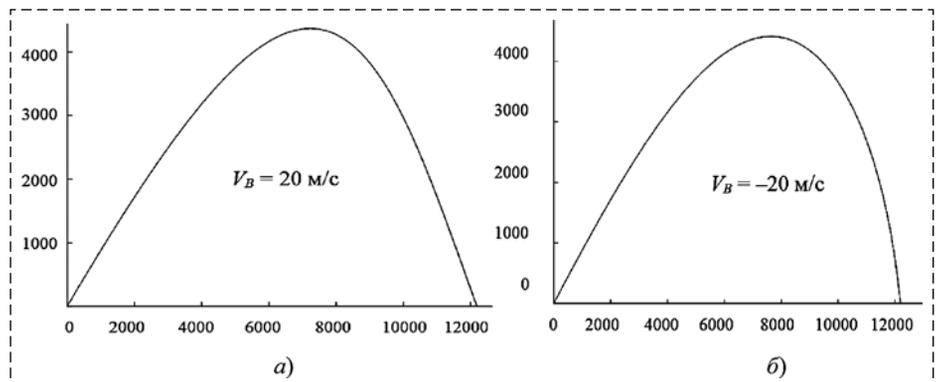


Рис. 7. Дальность полета реактивного снаряда при различной скорости ветра

Fig. 7. The range of a rocket projectile at different wind speeds

рис. 3) с использованием классической системы уравнений (1)–(6) показало, что существенное влияние на дальность полета оказывает неконтролируемое отклонение скорости продольного ветра от расчетного. Изменение скорости на 2 м/с приводит к погрешности до 100 м. В таких условиях приходилось использовать методику проверочных пусков РС, что увеличивало экономические и временные затраты на проведение испытаний в полевых условиях.

Принятый в управлении комбинированный алгоритм, включающий управление высотой полета РС (первый временной этап) и дальностью полета (второй этап), а также придающей системе астатические свойства позволил эффективно управлять углом атаки РС и, в конечном итоге, дальностью полета РС. Программная реализация алгоритма с использованием двухъядерного микроконтроллера со встроенным Wi-Fi-приемником гарантировала высокие качественные и количественные характеристики разработанной системы.

Итогом проведенных исследований явилось создание полунатурной модели полета РС с блоком коррекции (см. рис. 5). Разработанный программно-аппаратный комплекс (см. рис. 6) позволил оценить работу реальной бортовой системы управления планированием РС совместно с компьютерной моделью полета РС в условиях, приближенных к натурным испытаниям.

Применение методики полунатурного моделирования с использованием микроконтроллерного блока управления позволяет принимать полученные результаты испытаний и схемотехнические решения как основу для разработки практической системы коррекции траектории снарядов класса "Град".

Анализ существующих систем коррекции траектории полета РС показал, что все предлагаемые алгоритмы коррекции траектории основаны на достаточно сложных измерениях внешних возмущений и требуют значительной доработки конструкции РС и включения дополнительных компонентов, таких как тормозные системы, отклонения носовой части снаряда, система управления расходом топлива и т. д. Предложенная в данной работе технология коррекции траектории снаряда ограничивается включением в состав системы функционирования снаряда стандартных датчиков и несложной доработкой в виде электромеханической системы поворота горизонтального оперенья.

Заключение

В статье решается задача адаптивного управления траекторией полета РС в условиях параметрической неопределенности. Основой для решения поставленной задачи является разработанная в системе Simulink компьютерная модель полета неуправляемого РС в вертикальной плоскости, базирующаяся на классической системе аэродинамических уравнений пространственного движения снаряда. Проведен ряд экспериментов по определению дальности полета РС в зависимости от внешних и внутренних параметров. Определено, что основное влияние на дальность полета РС оказывает отклонение реальной скорости ветра от прогнозируемой. Для корректирования траектории полета РС предложено использовать вспомогательную систему планирования, управляемую с помощью программного генератора желаемой траектории, выполняющего роль эталонной модели.

Предложен двухэтапный пропорционально-интегральный алгоритм управления планированием РС. Первый этап относится к восходящей траектории полета РС и включает преимущественно слежение за высотой нахождения РС и частично корректирует горизонтальную координату РС, второй этап характеризуется астатическим управлением дальностью полета РС на нисходящей ветви траектории.

Разработан программно-аппаратный комплекс для полунатурного моделирования системы управления планированием РС, включающий компьютерную симуляцию траектории полета РС с заданным отклонением текущей скорости ветра от прогнозируемой и бортовую систему микроконтроллерного управления планированием РС, построенную на микроконтроллере. Результаты проведенных экспериментов показали, что предложенная система управления практически устраняет влияние неконтролируемых отклонений скоростной нагрузки на дальность полета РС.

Итоги полунатурного моделирования подтверждают правильность используемой методики раздельной корректировки выходных координат объекта управления, обеспечивающей асимптотическое сближение выходной горизонтальной координаты к желаемой без перерегулирования. Предложенный комплекс программно-аппаратных средств позволяет использовать беспроводную загрузку программы в микроконтроллер и тем самым ускорить процесс подготовки к запуску РС в полевых условиях.

Список литературы

1. **Реактивная** система залпового огня Военный энциклопедический словарь. Пред. гл. ред. комиссии: С. Ф. Ахромеев. М.: Воениздат, 1986. С. 625—626.
2. **Гурский Б. Г., Лющанов Н. А., Спиринов Э. П.** и др. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2002. С. 240—244.
3. **Lahti J.** Control of exterior ballistic properties of spin-stabilized bullet by optimizing internal mass distribution // *Defence Technology*. 2019. N. 15. С. 38—50.
4. **Sun H.** The control of asymmetric rolling missiles based on improved trajectory linearization control method // *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2016. N. 8 (3). P. 319—327.
5. **Lei X. Y.** Analysis of an improved trajectory correction scheme based on mass blocks // *Journal of Systems Engineering and Electronics*. 2019. N. 30 (1). P. 180—190.
6. **Лутманов С. В., Городилов А. Д.** Задача наведения на цель реактивного снаряда в однородном поле тяжести с учетом сопротивления воздуха // *Проблемы механики и управления: нелинейные динамические системы*. 2020. С. 11—29.
7. **Кузнецов Н. С.** Способ коррекции траектории снарядов реактивных систем залпового огня. Патент РФ № 0002678922. 2019. <https://edrid.ru/rid/219.016.b7e0.html>.
7. **Королев С. А., Липанов А. М., Русяк И. Г.** Исследование путей повышения дальности стрельбы ствольной артиллерии // *Вестник ИЖГТУ имени М. Т. Калашникова*. 2018. № 3 (21) С. 185—191.
9. **Знаменский Е. А., Кэрт Б. Э., Набоков Ю. А.** Обобщенная математическая модель пространственного движения артиллерийских боеприпасов // *Фундаментальные основы баллистического проектирования*. Сер. Библиотека журнала "ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ". 2017. С. 11—14.
10. **Королев С. А.** Методика имитационного моделирования рассеивания снарядов // *Интеллектуальные системы в производстве*. 2019. № 1 (17). С. 57—62.
11. **Rusyak I., Sufiyarov V., Korolev S., Ermolaev M.** Software complex for simulation of internal and external ballistics of artillery shot // *International Conference on Military Technologies*. University of Defense. 2015. P. 9—17.
12. **Кузнецов Н. С.** Некоторые перспективные направления работ в ОАО "НЛП "Дельта" // *Боеприпасы*. Научно-технический сборник ГНЦ РФ ФГУП "ЦНИИХМ им. Д. И. Менделеева". 2014. С. 9—11.
13. **Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н.** Внешняя баллистика учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. С. 543—544.
14. **Бабичев В. В., Ветров В. П.** Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов // *Известия РАН*. 2010. № 3 (65). С. 3—9.
15. **Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н.** Внешняя баллистика учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. С. 120—121.
16. **Андрейченко Д. К., Андрейченко К. П.** К теории автономных систем угловой стабилизации реактивных снарядов залпового огня // *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2009. № 3. С. 141—156.
17. **Atygayev T., Ivel V., Gerasimova Y.** Development of a hardware and software model of a rocket motion correction system // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. No. 3 (111). P. 15—23.
18. **Гайдук А. Р., Плаксиенко Е. А.** Адаптивные системы управления: Учеб. пособие. Таганрог: Изд-во ЮФУ, 2018. С. 105—110.

Synthesis of a Control System for Planning a Rocket Projectile on a Passive Flight Section along a Program-Defined Trajectory

T. B. Atygayev, Postgraduate Student, atgv95@gmail.com, **V. P. Ivel**, Dr. Sc. Tech., Professor, ivelvic@mail.ru, **Y. V. Gerasimova**, PhD, Associate Professor, julyvic@mail.ru, Non-profit limited company "Manash Kozybayev North Kazakhstan university", Petropavlovsk, 150000, Kazakhstan

Corresponding author: **Atygayev Talgat B.**, Postgraduate Student, Non-profit limited company "Manash Kozybayev North Kazakhstan university", Petropavlovsk, 150000, Kazakhstan, e-mail: atgv95@gmail.com

Accepted on June 28, 2022

Abstract

The article solves a problem aimed at creating a control system for the planning of a rocket projectile. The existing method of calculating the missile range does not provide the necessary accuracy. The use of computer simulation methods is the most promising approach for the development of a rocket planning control system based on laws. The proposed control system is based on the use of a reference trajectory of the rocket flight calculated for the predicted average values of the velocity of the longitudinal component of the wind. An algorithm for controlling the planning of a rocket by changing the angle of rotation of a horizontal support is proposed, based on the dependence of vertical and horizontal coordinates and on the pitch angle. The computer system of visual programming Simulink was used as a platform for the development of the algorithm. As a result, a block diagram of the rocket planning control was obtained, including a model of the rocket flight path as a control object and an on-board control system organized on the basis of a dual-core ESP-32 microcontroller. The technique of wireless recording of the control program into the memory of the microcontroller in the field is proposed. Based on the Simulink Desktop software package, a half-scale rocket flight model was developed in real time, including an ESP-32 microcontroller, a PCI-1710HG board and a Simulink rocket flight trajectory model with a variable mass in the vertical plane. A series of experiments were conducted that showed a high degree of accuracy of the missile hitting the target because of the projectile planning control system.

Keywords: rocket, control system, microcontroller, ESP-32, reference model, MATLAB, Simulink

For citation:

Atygayev T. B., Ivel V. P., Gerasimova Y. V. Synthesis of a Control System for Planning a Rocket Projectile on a Passive Flight Section along a Program-Defined Trajectory, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 10, pp. 536—545.

DOI: 10.17587/mau.23.536-545

References

1. **Multiple** launch rocket system Military Encyclopedic Dictionary. Pred. Gl. red. komissii: S. F. Ahromeev, Moscow, Voenizdat, 1986, pp. 625–626 (in Russian).
2. **Gursky B. G., Lyushchanov N. A., Spirin E. P.** et al. Fundamentals of the theory of control systems for high-precision missile systems, Moscow, BMSTU, 2002, pp. 240–244 (in Russian).
3. **Lahti J.** Control of exterior ballistic properties of spinstabilized bullet by optimizing internal mass distribution, *Defence Technology*, 2019, no. 15, pp. 38–50.
4. **Sun H.** The control of asymmetric rolling missiles based on improved trajectory linearization control method, *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2016, no 8 (3), pp. 319–327.
5. **Lei X. Y.** Analysis of an improved trajectory correction scheme based on mass blocks, *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2019, no. 30 (1), pp. 180–190.
6. **Lutmanov S. V., Gorodilov A. D.** The problem of targeting a jet projectile in a homogeneous field of gravity taking into account air resistance, *Problems of Mechanics and Control: Nonlinear Dynamic Systems*, 2020, pp. 11–29 (in Russian).
7. **Kuznetsov N. S.** Method for correcting the trajectory of missiles of multiple launch rocket systems, Russian Patent No. 0002678922, 2019, <https://edrid.ru/rid/219.016.b7e0.html> (in Russian).
8. **Korolev S. A., Lipanov A. M., Rusyak I. G.** The study of ways to increase the range of barrel artillery shooting, *Bulletin of IzhGTU named after M. T. Kalashnikov*, 2018, no. 3 (21), pp. 185–191 (in Russian).
9. **Znamensky E. A., Carth B. E., Nabokov Yu. A.** Generalized mathematical model of the spatial motion of artillery ammunition, *Fundamental Bases of Ballistic Design. Ser. Library of the journal "VOENMEKH. Vestnik BSTU"*, 2017, pp. 11–14 (in Russian).
10. **Korolev S. A.** Methodology of simulation modeling of projectile dispersion, *Intelligent Systems in Production*, 2019, no. 1 (17), pp. 57–62 (in Russian).
11. **Rusyak I., Sufiyarov V., Korolev S., Ermolaev M.** Software complex for simulation of internal and external ballistics of artillery shot, *International Conference on Military Technologies*, University of Defense, 2015, pp. 9–17.
12. **Kuznetsov N. S.** Some Prospective Areas of Work in JSC "NLP "Delta", *Scientific and Technical Collection of State Scientific Center of the Russian Federation FSUE "D. I. Mendeleev CRIA"*, 2014, pp. 9–11 (in Russian).
13. **Dmitrievsky A. A., Lysenko L. N.** External ballistics textbook for universities, Moscow, Machine Building, 2005, pp. 543–544 (in Russian).
14. **Babichev V. V., Vetrov V. P.** Ways to increase the ballistic efficiency of artillery guided missiles, *Izvestiya RARAN*, 2010, no. 3 (65), pp. 3–9 (in Russian).
15. **Dmitrievskii A. A., Lysenko L. N.** External ballistics textbook for universities, Moscow, Mašinstroenie, 2005, pp. 120–121 (in Russian).
16. **Andreychenko D. K., Andreychenko K. P.** To the theory of autonomous systems of angular stabilization of multiple-launch rockets, *Izvestiya RAN. Theory and Control Systems*, 2009, no. 3, pp. 141–156 (in Russian).
17. **Atygayev T., Ivel V., Gerasimova Y.** Development of a hardware and software model of a rocket motion correction system, *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2021, no. 3 (111), pp. 15–23.
18. **Gaiduk A. R., Plaksienko E. A.** Adaptive control systems: textbook, Taganrog, SFU Publishing House, 2018, pp. 105–110 (in Russian).



Юбилейная XXV конференция молодых ученых "НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ" (XXV КМУ2023)

21–24 марта 2023 г., Санкт-Петербург, Россия



Тематика конференции

- Интегрированные и спутниковые системы навигации
- Теория и системы управления
- Обработка информации в навигационных системах
- Электронные и электромеханические устройства систем навигации и управления
- Интеллектуальные системы навигации и управления
- Гироскопические системы
- Чувствительные элементы систем навигации и управления
- Микромеханические датчики, системы и технологии
- Навигация и управление движением
- Новые образовательные технологии в области навигации и управления

Информация для связи:

E-mail: kmu@eprib.ru, kmu_eprib@mail.ru – рабочая группа конференции
<http://www.elektropribor.spb>. <http://www.elektropribor.spb.ru/nauchnaya-deyatelnost/konferentsii/1863/>