

УДК 531.55.011+517.977.58
 DOI: 10.22213/2410-9304-2025-4-40-46

Решение задачи оптимального управления движением планирующего снаряда с применением генетического алгоритма*

С. А. Королев, доктор технических наук, доцент, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

Р. Р. Мансуров, аспирант, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

Д. А. Трефилов, магистрант, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

Повышение дальности полета снаряда является актуальной задачей ракетно-артиллерийского вооружения. Целью работы является разработка методов оптимального управления движением планирующего снаряда для повышения дальности полета. В работе предложена математическая модель планирующего полета управляемого реактивного снаряда. Модель учитывает зависимости аэродинамических сил и моментов от геометрических параметров крыльев, стабилизаторов и рулей. Рассматривается случай, когда кроме стартового двигателя на траектории включается разгонный двигатель. Крылья, обеспечивающие планирование снаряда, являются раздвижными и раскрываются в оптимальной точке траектории. Управление движением снаряда осуществляется за счет создания угла атаки путем поворота рулей. Переходные процессы не рассматриваются, считается что отклонение органов управления мгновенно приводит к изменению углов атаки и скольжения (случай идеального управления). Реализован метод Рунге – Кутты 4-го порядка для интегрирования системы дифференциальных уравнений движения планирующего снаряда. Для построения функции оптимального управления движением снаряда реализован генетический алгоритм с вещественным кодированием. Непрерывность и гладкость зависимости угла атаки от времени достигается за счет специального алгоритма стыковки решений при скрещивании и аппроксимации полиномом третьей степени.

Рассмотрено три способа повышения дальности стрельбы планирующим снарядом: за счет задания постоянного угла наклона траектории на участке управления; за счет выбора постоянного угла атаки; за счет переменного угла атаки, зависимость которого от времени определялась с помощью генетического алгоритма. Определены оптимальные параметры для каждого способа управления движением, а также функция оптимального изменения угла атаки для третьего способа управления, обеспечивающие максимальную дальность планирующего полета.

Разработанное в ходе исследований математическое и программное обеспечение позволяет рассчитать траекторию полета реактивного управляемого снаряда, а также решать задачу оптимального управления движением планирующего снаряда с целью повышения дальности полета.

Ключевые слова: внешняя баллистика, планирующий полет, повышение дальности, математическое моделирование, оптимальное управление, генетический алгоритм.

Введение

Применение математических моделей и методов оптимального управления для повышения дальности полета снаряда является актуальной задачей совершенствования ракетно-артиллерийского вооружения. Для решения задачи максимизации дальности применяются как классические методы оптимизации функции нескольких переменных [1], так и методы, основанные на генетических алгоритмах [2, 3].

В работе [4] описывается применение генетического алгоритма для задания программы изменения угла тангенса при выводе ракеты-носителя на заданную орбиту. Автор представляет угол тангенса в виде функции с тремя неизвестными параметрами, определяемыми с помощью генетического алгоритма.

Известны подходы к моделированию и оптимизации траекторий, сочетающие генетические алгоритмы и методы машинного обучения. В работе [5] генетический алгоритм используется для оптимизации начальных условий пуска, таких как угол наклона траектории и боковой угол, для обеспечения эффективного поражения цели. После оптимизации траектории полученные данные используются для обучения нейросетевой модели, которая прогнозирует па-

раметры пуска, значительно сокращая вычислительные затраты и время.

С помощью генетического алгоритма возможно построение сложных функций управления движением летательного аппарата с учетом рельефа местности [6] и наличия препятствий [7].

В основе генетических алгоритмов лежат эволюционные процессы живой природы и применяется специальная терминология: популяция, хромосома, ген [8, 9]. Работу генетического алгоритма обеспечивают ряд операторов: селекция, скрещивание, мутация и инверсия. Реализация каждого оператора имеет множество вариантов. Так, для оператора селекции существуют следующие разновидности: селективный отбор, рулетка, турнирный отбор. Выбор способов реализации генетических операторов и настройка параметров алгоритма, обеспечивающих высокую скорость сходимости, является отдельной вычислительной задачей [10, 11]. Благодаря высокой вариативности и адаптируемости к особенностям решаемой задачи, генетические алгоритмы показали себя как наиболее универсальный способ решения много-параметрических и многоэкстремальных задач оптимизации.

Целью работы является разработка методов оптимального управления движением планирующего снаряда для повышения дальности полета с применением генетического алгоритма.

Математическая модель

внешней баллистики планирующего снаряда

Рассмотрим математическую модель внешней баллистики управляемого реактивного снаряда. Система дифференциальных уравнений движения центра масс снаряда имеет вид [12, 13]:

$$\begin{aligned} \frac{dx_c}{dt} &= V \cos \theta \cos \psi, \quad \frac{dy_c}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{dz_c}{dt} &= -V \cos \theta \sin \psi, \quad m \frac{dV}{dt} = -mg \sin \theta + P - X_a, \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= -mg \cos \theta + Y_a + P \sin \alpha, \quad (1) \\ \frac{dm}{dt} &= -q_p(t), \end{aligned}$$

где x_c – дальность полета; y_c – высота полета снаряда; z_c – боковое отклонение; θ – угол наклона траектории; ψ – угол направления; V – скорость снаряда; m – масса снаряда; δ – ускорение силы тяжести; P – тяга реактивного двигателя; $q_p(t)$ – расход топлива; α β – углы атаки и скольжения снаряда.

Проекции аэродинамической силы на оси траекторной системы координат $Ox_k y_k z_k$

$$X_a = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_M, \quad Y_a = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_M, \quad Z_a = C_z \frac{\rho V^2}{2} S_M, \quad (2)$$

где $C_x = C_x(M, \alpha, \beta)$, $C_y = C_y(M, \alpha)$, $C_z = C_z(M, \beta)$ – зависимости безразмерных коэффициентов проекций аэродинамической силы.

Зависимости для коэффициентов проекций аэродинамической силы:

$$\begin{aligned} C_x(M, \alpha, \beta) &= C_{x0}(M) [1 + a_x(\alpha^2 + \beta^2)], \\ C_y(M, \alpha) &= C_y^\alpha(M) \alpha, \quad C_z(M, \beta) = C_z^\beta(M) \beta, \quad (3) \end{aligned}$$

где $C_{x0}(M)$ – зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха при $\alpha = \beta = 0$; $C_y^\alpha(M)$, $C_z^\beta(M)$ – производные коэффициентов подъемной и боковой силы по углам α и β соответственно.

Схема управляемого реактивного снаряда представлена на рис. 1. Форма крыльев и стабилизаторов снаряда приводится к трапециевидной форме с размерами: 1 – длина крыла; b_0 – корневая хорда; b_1 – концевая хорда; h_k – ширина; l_k – длина.

Угол стреловидности крыла $\chi_0 = \arctan\left(\frac{b_0 - b_1}{l}\right)$,

удлинение крыла $\lambda = \frac{4l}{(b_0 + b_1)}$. Рули занимают часть площади стабилизаторов $S_p = k_p S_c$, где k_p – доля

площади рулей в стабилизаторах; S_c – площадь стабилизаторов.

Зависимости коэффициентов аэродинамической силы и момента снаряда вычисляются по методике, приведенной в работе [14].

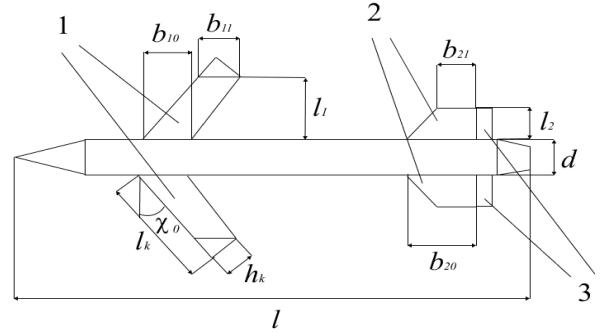


Рис. 1. Схема управляемого реактивного снаряда:
1 – крылья; 2 – стабилизаторы; 3 – рули

Fig. 1. Schematic diagram of a guided missile:
1 – wings; 2 – stabilizers; 3 – rudders

Крылья снаряда являются раздвижными и имеют момент раскрытия в определенное время полета. При раскрытии крыльев появляются дополнительные подъемная сила и сила сопротивления, выражаются следующими коэффициентами:

$$\begin{aligned} C_y^{kp}(t) &= \begin{cases} C_y^{kp}(M, \alpha), & t \geq t_{kp}, \\ 0, & t < t_{kp}, \end{cases} \\ C_x^{kp}(t) &= \begin{cases} C_x^{kp}(M, \alpha), & t \geq t_{kp}, \\ 0, & t < t_{kp}, \end{cases} \quad (4) \end{aligned}$$

где t_{kp} – время раскрытия крыльев.

Рассматривается случай, когда кроме стартового двигателя на траектории включается разгонный двигатель. Функция зависимости тяги двигателя от времени имеет вид:

$$\begin{aligned} P(t) &= P_0(t) + P_1(t), \quad P_0(t) = \begin{cases} P_{cr}, & t \in [t_{p0}, t_{p0} + \Delta t_{p0}], \\ 0 & \text{иначе,} \end{cases} \\ P_1(t) &= \begin{cases} P_{p1}, & t \in [t_{p1}, t_{p1} + \Delta t_{p1}], \\ 0 & \text{иначе,} \end{cases} \quad (5) \end{aligned}$$

где P_{cr} – тяга стартового двигателя; t_{p0} – время включения стартового двигателя ($t_{p0} = 0$); Δt_{p0} – продолжительность работы стартового двигателя; P_{p1} – тяга разгонного двигателя; t_{p1} – время включения разгонного двигателя; Δt_{p1} – продолжительность работы разгонного двигателя.

Управление движение снаряда происходит за счет углов отклонения рулей. Зависимость между углами отклонения рулей и углами атаки и скольжения:

$$\alpha = \frac{m_z^{\delta_b}}{m_z^\alpha} \delta_b, \quad \beta = \frac{m_y^{\delta_h}}{m_y^\beta} \delta_h, \quad (6)$$

где $m_z^{\delta_b}$ – производная момента подъемной силы по углу высоты δ_b ; $m_y^{\delta_h}$ – производная момента боковой силы по углу направления δ_h ; m_z^α – производ-

ная момента подъемной силы по углу атаки; m_y^β – производная момента боковой силы по углу скольжения.

Углы отклонения рулей изменяются в диапазоне: $|\delta_h| < \delta_h^{\max}$, $|\delta_b| < \delta_b^{\max}$. При этом углы атаки и скольжения для устойчивого движения снаряда по траектории не превышают следующих значений:

$$|\alpha| < 20^\circ, |\beta| < 20^\circ. \quad (7)$$

Рассматривается три способа управления движением снаряда. Первый способ управления предполагает поддержание постоянного угла наклона траектории на участке управления $\theta = \theta_\phi = \text{const}$. При этом $\frac{d\theta}{dt} = 0$, из уравнения изменения угла наклона траектории системы (1) получаем зависимость для угла атаки:

$$\alpha = \frac{mg \cos \theta}{C_y q S M + P}. \quad (8)$$

Начало участка управления – в момент времени, когда угол наклона траектории достигает значения θ_ϕ на ниспадающей ветке траектории. По физическим причинам снаряд не может поддерживать постоянный угол наклона на всей траектории, поэтому, когда срабатывает ограничение (7), угол наклона траектории становится меньше θ_ϕ .

Второй способ управления движением снаряда предполагает задание постоянного угла атаки $\alpha = \alpha_\phi = \text{const}$ на участке управления. Начало участка управления примем в момент раскрытия крыльев t_{kp} .

Оптимальный момент раскрытия крыльев определяется из решения задачи максимизации дальности полета снаряда:

$$X = f(t_{kp}) \rightarrow \max, \quad (9)$$

где f – целевая функция дальности полета снаряда, определяется из решения системы уравнений движения снаряда (1). Задача оптимизации решалась численно, методом хорд.

Третий способ управления движением снаряда предполагает задание угла атаки в виде зависимости от времени $\alpha = \alpha(t)$ на участке управления, когда угол наклона траектории станет отрицательным $\theta < 0$.

Зависимость $\alpha = \alpha(t)$ определяется из решения задачи оптимального управления с целью увеличения дальности полета снаряда. Задача решается с помощью генетического алгоритма, поэтому непрерывную зависимость $\alpha = \alpha(t)$ заменим вектором значений угла атаки в фиксированные моменты времени $\bar{\alpha} = \{\alpha_i\}, i = 0, \dots, k$.

Для решения системы дифференциальных уравнений движения снаряда (1) был реализован метод Рунге – Кутты 4-го порядка [15]. Для обеспечения заданной относительной точности по

норме вектора решений $\varepsilon = 10^{-3}$ шаг по времени составил 0,03 с.

Алгоритм решения задачи

оптимального управления

Рассмотрим задачу оптимального управления:

$$X = f(\bar{\alpha}) \rightarrow \max, \quad (10)$$

где $\bar{\alpha} = \{\alpha_i\}$ – вектор углов атаки; $\alpha_i \in [-20, 20]$; $i = 1, \dots, k$; $k = \frac{T}{h}$; T – время полета снаряда; h – интервал времени изменения угла атаки.

При решении задачи многомерной оптимизации (10) был использован генетический алгоритм с вещественным кодированием. Численные исследования показали, что наибольшая скорость сходимости достигается при следующих параметрах генетического алгоритма: объем популяции 50 хромосом, вероятность скрещивания 0,5, вероятность мутации 0,01. Кроме того, был реализован способ скрещивания, обеспечивающий непрерывность зависимости $\alpha_{12}(t)$ в точке стыковки решений $\alpha_1(t)$ и $\alpha_2(t)$.

Формулы алгоритма скрещивания двух зависимостей $\alpha_1(t)$ и $\alpha_2(t)$, обеспечивающего непрерывность в точке стыковки:

$$\begin{aligned} \alpha_{12}(t) &= \begin{cases} \bar{\alpha}_1(t), & t \in [t_0, t_1] \\ \bar{\alpha}_2(t), & t \in [t_1, t_k] \end{cases}, \\ \bar{\alpha}_1(t) &= \alpha_1(t_1) + \frac{t - t_0}{t_1 - t_0} \frac{\Delta \alpha}{2}, \\ \bar{\alpha}_2(t) &= \alpha_2(t_1) - \frac{t_k - t}{t_k - t_1} \frac{\Delta \alpha}{2}, \\ \Delta \alpha &= \alpha_2(t_1) - \alpha_1(t_1), \end{aligned} \quad (11)$$

где t_0 – начало участка управления; t_1 – момент времени скрещивания зависимостей; t_k – конец участка управления.

На рис. 2 представлены графики двух зависимостей $\alpha_1(t)$ и $\alpha_2(t)$, выбранных для скрещивания. Результат скрещивания зависимостей представлен на рис. 3.

При генерации случайных значений векторов управления в генетическом алгоритме могут наблюдаться нефизичные пульсации функции управления. Для сглаживания решений, полученных с помощью генетического алгоритма, применялась аппроксимация полиномом 3-й степени (рис. 4).

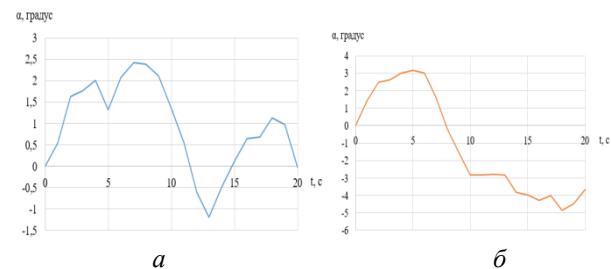


Рис. 2. Зависимости $\alpha_1(t)$ (а) и $\alpha_2(t)$ (б), выбранные для скрещивания

Fig. 2. Dependencies $\alpha_1(t)$ (a) and $\alpha_2(t)$ (b), selected for crossing

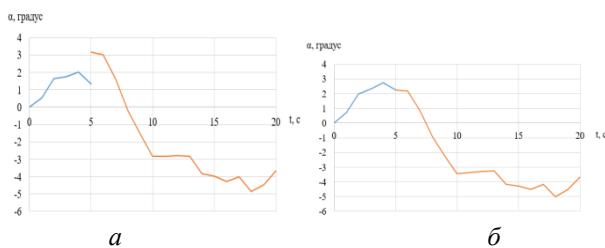


Рис. 3. Результат скрещивания зависимостей $\alpha_1(t)$ и $\alpha_2(t)$: а – без масштабирования; б – с масштабированием по алгоритму (8)

Fig. 3. Result of crossing dependencies $\alpha_1(t)$ and $\alpha_2(t)$: a) without scaling; b) with scaling according to algorithm (8)

α, градус

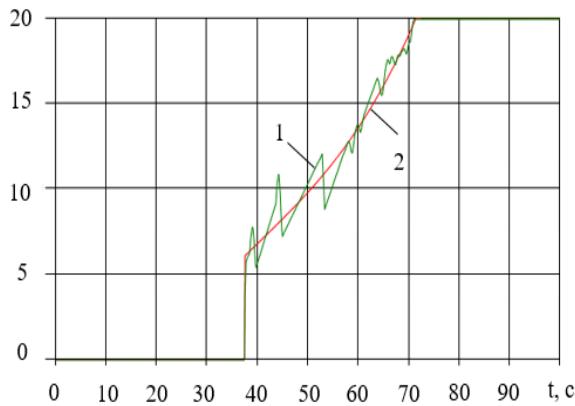


Рис. 4. Зависимость угла атаки от времени: 1 – зависимость, полученная с помощью генетического алгоритма; 2 – аппроксимирующая функция полиномом 3 степени

Fig. 4. Dependence of the angle of attack on time: 1 – dependence obtained using a genetic algorithm; 2 – approximating function using a third-degree polynomial

Результаты решения задачи оптимального управления

В качестве базовой конструкции рассматривался реактивный снаряд калибра 122 мм. Параметры моделируемого планирующего реактивного снаряда представлены в табл. 1. В конструкции моделируемого снаряда предусмотрено наличие крыльев, раскрываемых на траектории, и два реактивных двигателя, первый – стартовый, включается в начале траектории ($t_{p0} = 0$), второй – разгонный, включается на траектории в оптимальный момент времени t_{p1} .

Рассмотрим результаты расчета траектории снаряда для четырех случаев: 1 – траектория без управления (штатный реактивный снаряд 122 мм); 2 – траектория снаряда с оптимальным управлением на участке планирования; 3 – траектория снаряда со вторым реактивным двигателем; 4 – траектория снаряда со вторым реактивным двигателем и оптимальным управлением на участке планирования. На рис. 5 представлены графики траекторий для рассматриваемых случаев. Жирной линией на траектории отмечены участки работы стартового двигателя и разгонного двигателя для случаев 3 и 4. Точкими обоз-

значены моменты начала планирования снаряда для случаев 2 и 4.

Таблица 1. Параметры снаряда

Table 1. Projectile parameters

№ п/п	Наименование	Обозначение	Значение
1	Калибр снаряда	d , м	0,122
2	Масса снаряда	m , кг	66,6* (72,0)**
3	Длина снаряда	l , м	2,87
4	Длина крыла	l_k , м	0,6
5	Ширина крыла	h_k	0,06
6	Угол стреловидности	χ_0 , °	45
7	Длина стабилизатора	l_2 , м	0,1
8	Корневая хорда стабилизатора	b_{20} , м	0,15
9	Концевая хорда стабилизатора	b_{21} , м	0,1
10	Доля площади руля в стабилизаторе	k_p	0,5
Параметры стартового двигателя			
11	Время начала работы двигателя	t_{p0} , с	0
12	Продолжительность работы двигателя	Δt_{p0} , с	2,0
13	Единичный импульс тяги реактивного двигателя	I_{p0} , м/с	3000
14	Масса топлива	m_{t0} , кг	20,5
Параметры разгонного двигателя			
15	Время начала работы двигателя	t_{p1} , с	оптим.
16	Продолжительность работы двигателя	Δt_{p1} , с	1,0
17	Единичный импульс тяги реактивного двигателя	I_{p1} , м/с	3000
18	Масса топлива	m_{t1} , кг	5,4

* – масса штатного снаряда

** – масса снаряда со вторым двигателем

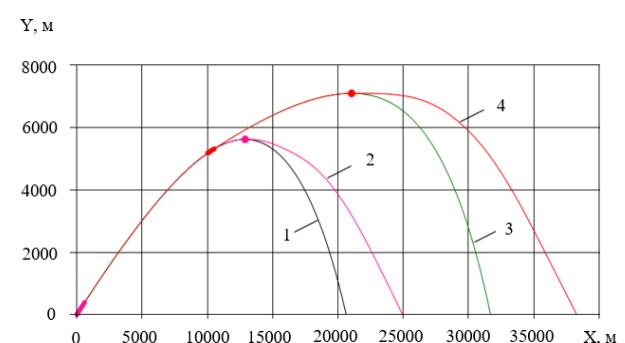


Рис. 5. Траектории движения снаряда: 1 – траектория без управления; 2 – траектория с оптимальным управлением на участке планирования; 3 – траектория со вторым реактивным двигателем; 4 – траектория со вторым реактивным двигателем и оптимальным управлением на участке планирования

Fig. 5. Projectile trajectories: 1 – trajectory without control; 2 – trajectory with optimal control in the gliding phase; 3 – trajectory with a second jet engine; 4 – trajectory with a second jet engine and optimal control in the gliding phase

Максимальная дальность полета штатного 122-мм реактивного снаряда составляет 20,6 км (случай 1). За счет оптимального управления на участке планирования дальность повышается на 4,3 км (21 %) (случай 2). За счет включения второго реактивного двигателя в оптимальной точке траектории дальность повышается на 11,0 км (53 %) (случай 3). В случае включения второго реактивного двигателя и оптимального управления на участке планирования дальность повышается на 17,5 км (86 %) (случай 4).

На рис. 6 представлены графики траекторий для первого способа управления движением снаряда при различных значениях постоянного угла наклона траектории θ_ϕ на участке управления [16].

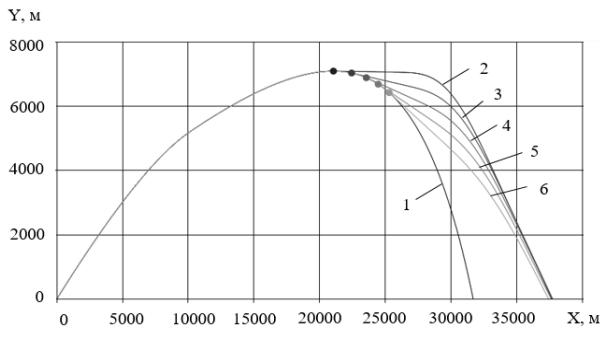


Рис. 6. Траектории при постоянном угле наклона траектории на участке управления: 1 – без управления; 2 – $\theta_\phi = 0^\circ$; 3 – $\theta_\phi = -5^\circ$; 4 – $\theta_\phi = -10^\circ$; 5 – $\theta_\phi = -15^\circ$; 6 – $\theta_\phi = -20^\circ$

Fig. 6. Trajectories with a constant trajectory angle in the control section: 1 – without control; 2 – $\theta_\phi = 0^\circ$; 3 – $\theta_\phi = -5^\circ$; 4 – $\theta_\phi = -10^\circ$; 5 – $\theta_\phi = -15^\circ$; 6 – $\theta_\phi = -20^\circ$

Из рис. 6 следует, что при различных углах наклона траектории θ_ϕ получаются близкие по значению дальности полета снаряда $X_{\max} \in [37,3; 37,7]$ км, максимальная дальность км достигается при $\theta_\phi = -5^\circ$.

Рассмотрим результаты моделирования движения снаряда при задании постоянного значения угла атаки на участке управления. При этом время раскрытия крыльев определяется из решения задачи оптимизации (9). В табл. 2 представлены значения момента раскрытия крыльев t_{kp} для различных значений фиксированного угла атаки α_ϕ .

Таблица 2. Значения оптимального момента раскрытия крыльев

Table 2. Optimal wings opening moments

$\alpha_\phi, ^\circ$	4	8	12	16	20
$t_{kp}, \text{с}$	32,0	35,9	40,1	43,7	47,0

На рис. 7 представлены графики траекторий для второго способа управления движением снаряда при

различных значениях постоянного угла атаки α_ϕ на участке управления.

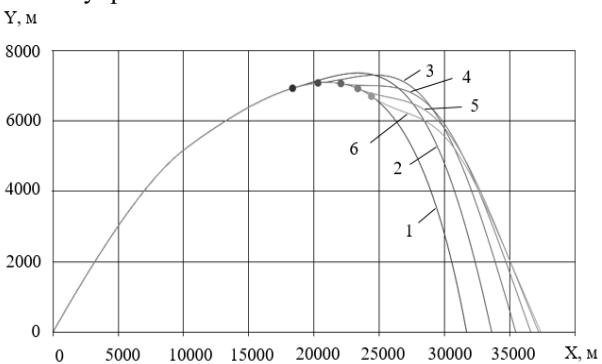


Рис. 7. Траектории при постоянном угле атаки на участке управления:

1 – без управления; 2 – $\alpha_\phi = 4^\circ$; 3 – $\alpha_\phi = 8^\circ$; 4 – $\alpha_\phi = 12^\circ$; 5 – $\alpha_\phi = 16^\circ$; 6 – $\alpha_\phi = 20^\circ$

Fig. 7. Trajectories at a constant angle of attack in the control section:

1 – without control; 2 – $\alpha_\phi = 4^\circ$; 3 – $\alpha_\phi = 8^\circ$; 4 – $\alpha_\phi = 12^\circ$; 5 – $\alpha_\phi = 16^\circ$; 6 – $\alpha_\phi = 20^\circ$

Из рис. 7 видно, что при $\alpha_\phi = 20^\circ$ достигается максимальная дальность полета $X_{\max} = 37,4$ км, что на 18 % больше по сравнению с дальностью полета снаряда без управления, равной 31,7 км (случай 3 на рис. 5).

На рис. 8 представлены траектории при различных способах управления: 1 – управление с оптимальным постоянным углом наклона траектории $\theta_\phi = -5^\circ$; 2 – управление с оптимальным постоянным углом атаки $\alpha_\phi = 20^\circ$; 3 – оптимальное управление с переменным углом атаки, найденное с помощью генетического алгоритма.

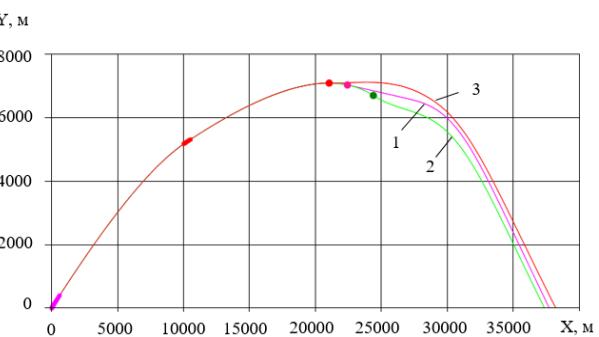


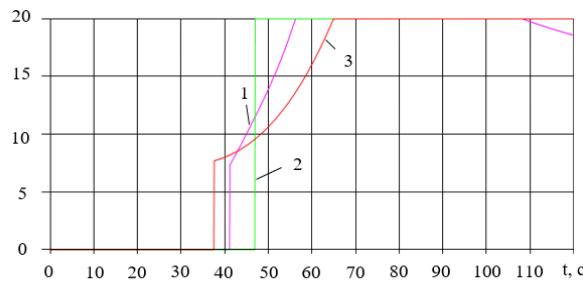
Рис. 8. Траектории при различных способах управления:

1 – управление с оптимальным постоянным углом наклона траектории $\theta_\phi = -5^\circ$; 2 – управление с оптимальным постоянным углом атаки $\alpha_\phi = 20^\circ$; 3 – оптимальное управление с переменным углом атаки

Fig. 8. Trajectories for different control methods:

1 – control with optimal constant trajectory angle $\theta_\phi = -5^\circ$; 2 – control with optimal constant angle of attack $\alpha_\phi = 20^\circ$; 3 – optimal control with variable angle of attack

На рис. 9 представлены графики изменения угла атаки при различных способах управления. α , градус



Rис. 9. Зависимости угла атаки от времени при различных способах управления: 1 – управление с оптимальным постоянным углом наклона траектории $\Theta_\phi = -5^\circ$; 2 – управление с оптимальным постоянным углом атаки $\alpha_\phi = 20^\circ$; 3 – оптимальное управление с переменным углом атаки

Fig. 9. Dependence of the angle of attack on time for different control methods: 1 – control with optimal constant trajectory angle $\Theta_\phi = -5^\circ$; 2 – control with optimal constant angle of attack $\alpha_\phi = 20^\circ$; 3 – optimal control with variable angle of attack

Как видно из данных, представленных на рис. 8, максимальная дальность при различных способах управления имеет близкие значения: $X_{\max} \in [37,4; 38,1]$ км. Однако применение нелинейных зависимостей для параметров управления (способ 3) позволяет учесть не только критерий дальности полета, а также более гибко ввести ограничения на требования к управляемости и устойчивости движения снаряда.

Заключение

Разработана методика моделирования и оптимального управления движением планирующего реактивного снаряда с учетом включения разгонного двигателя и раскрытия крыльев в оптимальных точках траектории.

Для решения задачи оптимального управления на участке планирования с целью максимизации дальности полета реализован генетический алгоритм с вещественным кодированием, для получения гладких зависимостей угла атаки от времени применен специальный способ масштабирования и стыковки зависимостей при скреплении и сглаживании полиномами 3-й степени.

Рассмотрены три способа управления на участке планирования: при постоянном угле наклона траектории, при постоянном угле атаки, при переменном угле атаки, определяемых с помощью генетического алгоритма. Определены оптимальные параметры для каждого способа управления.

Для реактивного снаряда калибра 122 мм (штатная дальность 20,5 км) применение второго разгонного двигателя в оптимальной точке траектории и оптимальное управление на участке планирования позволяет повысить дальность полета на 17,5 км (86 %).

Библиографические ссылки

1. Нечепуренко К. Ю. Методы оптимизации дальности полета летательного аппарата // Исследования молодых ученых: материалы XLII Междунар. науч. конф. (г. Казань, июль 2022 г.). Казань: Молодой ученый, 2022. С. 11–18.

2. Тененев В. А., Шаура А. С. Решение задач нелинейного программирования общего вида генетическим алгоритмом // Интеллектуальные системы в производстве. 2019. Т. 17, № 4. С. 137–142.

3. Русяк И. Г., Тененев В. А. Методы и алгоритмы решения задачи оптимизации конструкции заряда с целью повышения начальной скорости снаряда // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2023. № 82. С. 161–176.

4. Тедеев Г. И., Жукова А. Б., Масленников А. Л. Применение генетического алгоритма для формирования программы тангажа в задаче выведения ракеты-носителя // Авиакосмическое приборостроение. 2021. № 12. С. 19–27.

5. Carlo Ferro, Matteo Cafaro, Paolo Maggiore. Optimizing Solid Rocket Missile Trajectories: A Hybrid Approach Using an Evolutionary Algorithm and Machine Learning // Aerospace. 2024. 11:912. Pp. 1-18.

6. Акинин Н. С., Есиков О. В., Агафонов Д. О. Применение генетического алгоритма для получения модели траектории летательного аппарата // Известия ТулГУ. 2021. № 9. С. 19–24.

7. Naresh Kumar G., Shweta Dadarya, Akshay Verandani, Sarkar A.K., Talole S.E. Cruise missile mission planning using genetic algorithm // Proceedings of the International Conference on Modern Research in Aerospace Engineering. 2018. Pp. 353–362.

8. Тененев В. А., Якимович Б. А. Генетические алгоритмы в моделировании систем. Ижевск : Изд-во ИжГТУ, 2010. 306 с.

9. Гладков Л. А., Курейчик В. В., Курейчик В. М. Генетические алгоритмы. 2-е изд., испр. и доп. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2016. 368 с.

10. Safranov A. S., Kasatkina E. V., Nefedov D. G., Rusyak I. G. The application of genetic algorithms for organizational systems' management in case of emergency // Computer Research and Modeling. 2019. Т. 11. № 3. Pp. 533–556.

11. Шуравин А. П., Вологдин С. В. Исследование сходимости генетического алгоритма при решении задачи устранения температурного дисбаланса отапливаемых помещений // Интеллектуальные системы в производстве. 2022. Т. 20, № 1. С. 106–114.

12. Математические модели динамики движения летательных аппаратов: учеб. пособие / Т. Ю. Лемешонок, А. А. Сизова, Н. Е. Баранов, В. А. Санников. СПб. : Балт. гос. техн. ун-т, 2020. 122 с.

13. Королев С. А., Мансуров Р. Р. Разработка математического и программного обеспечения баллистического расчета и оптимизации параметров активно-реактивного снаряда // Интеллектуальные системы в производстве. 2024. Т. 22, № 4. С. 98–107.

14. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: учебное пособие для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1973. 616 с.

15. Горелов Ю. Н., Курганская Л. В. Численные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений (метод Рунге – Кутты) : учеб. пособие. Самара : Издательство Самарского университета, 2023. 76 с.

16. Королев С. А., Трефилов Д. А. Разработка программного обеспечения для моделирования и оптимального управления движением планирующего снаряда // III Липановские научные чтения : материалы региональной школы-семинара молодых ученых, аспирантов и студентов. 2024. С. 59–67.

Reference

1. Nechepurenko K.Yu. *Metody optimizacii dal'nosti poleta letatel'nogo apparata* [Optimization Methods for Aircraft Flight Range]. Issledovaniya molodyyh uchenyyh: materialy XLII Mezhdunar. nauch. konf. [Research of Young Scientists: Proceedings of the XLII International Scientific Conference] (Kazan, July 2022). Kazan: Molodoy Ucheny, 2022. Pp. 11–18 (in Russ.).

2. Tenenev V.A., Shaura A.S. [Solving General Nonlinear Programming Problems Using a Genetic Algorithm]. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*. 2019. Vol. 17, no. 4. Pp. 137–142 (in Russ.).

3. Rusyak I.G., Tenenev V.A. [Methods and Algorithms for Solving the Charge Design Optimization Problem to In-

- crease the Projectile's Muzzle Velocity]. Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics. 2023. No. 82. Pp. 161-176 (in Russ.).
4. Tedeev G.I., Zhukova A.B., Maslennikov A.L. [Application of a Genetic Algorithm for Pitch Program Formation in the Launch Vehicle Ascent Problem]. Aerospace Instrumentation. 2021. No. 12. Pp. 19-27 (in Russ.).
5. Ferro C., Cafaro M., Maggiore P. Optimizing Solid Rocket Missile Trajectories: A Hybrid Approach Using an Evolutionary Algorithm and Machine Learning // Aerospace. 2024, 11, 912. Pp. 1-18.
6. Akinshin N.S., Esikov O.V., Agafonov D.O. [Application of a Genetic Algorithm for Obtaining an Aircraft Trajectory Model]. Izvestiya TulGU. 2021. No. 9. Pp. 19-24 (in Russ.).
7. Naresh Kumar G., Dadarya, S., Verandani, A., Sarkar, A.K., Talole, S.E. Cruise Missile Mission Planning Using Genetic Algorithm // Proceedings of the International Conference on Modern Research in Aerospace Engineering. 2018. Pp. 353-362.
8. Tenenev V.A., Yakimovich B.A. *Geneticheskie algoritmy v modelirovaniisistem* [Genetic Algorithms in System Modeling]. Izhevsk: Izhevsk State Technical University Publishing House, 2010. 306 p. (in Russ.).
9. Gladkov L.A., Kureichik V.V., Kureichik V.M. [Genetic Algorithms]. 2nd ed., corrected and supplemented. Moscow: FIZMATLIT, 2016. 368 p. (in Russ.).
10. Sairanov A.S., Kasatkina E.V., Nefedov D.G., Rusyak I.G. The Application of Genetic Algorithms for Organizational Systems' Management in Case of Emergency. Computer Research and Modeling. 2019. Vol. 11. No. 3. Pp. 533-556.
11. Shuravin A.P., Vologdin S.V. [Investigation of the Convergence of a Genetic Algorithm in Solving the Problem of Eliminating the Temperature Imbalance in Heated Rooms].
12. Lemeshonok T.Yu., Sizova A.A., Baranov N.E., San-nikov V.A. *Matematicheskie modeli dinamiki dvizheniya letatel'nyh apparatov: ucheb. posobie* [Mathematical Models of Aircraft Flight Dynamics: Textbook]. St. Petersburg: Baltic State Technical University, 2020. 122 p. (in Russ.).
13. Korolev S.A., Mansurov R.R. [Development of Mathematical and Software for Ballistic Calculation and Optimization of Active-Reactive Projectile Parameters]. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*. 2024. Vol. 22, no. 4. Pp. 98-107 (in Russ.).
14. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta bespilotnyh letatel'nyh apparatov: uchebnoe posobie dlya vuzov* [Flight Dynamics of Unmanned Aerial Vehicles: Textbook for Universities]. 2nd ed., revised and supplemented. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 616 p. (in Russ.).
15. Gorelov Yu.N., Kurganskaya L.V. *Chislennye metody resheniya obyknovennyh differencial'nyh uravnenij (metod Runge - Kutta)*: ucheb. posobie [Numerical Methods for Solving Ordinary Differential Equations (Runge-Kutta Method): Textbook]. Samara: Samara University Publishing House, 2023. 76 p. (in Russ.).
16. Korolev S.A., Trefilov D.A. *Razrabotka programmnogo obespecheniya dlya modelirovaniya i optimal'nogo upravleniya dvizheniem planiruyushchego snaryada* [Development of Software for Modeling and Optimal Control of a Gliding Projectile's Motion]. *III Lipanovskie nauchnye chteniya : materialy regional'noj shkoly-seminara molodyh uchenykh, aspirantov i studentov* [III Lipanov Scientific Readings. Proceedings of the Regional Workshop-Seminar for Young Scientists, Postgraduates and Students]. 2024. Pp. 59-67 (in Russ.).

Solving the Problem of Optimal Control for a Gliding Projectile Motion Using a Genetic Algorithm

S. A. Korolev, DSc. in Engineering, Associate Professor, Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk, Russia
 R. R. Mansurov, Post-graduate, Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk Russia
 D. A. Trefilov, Master Student, Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk, Russia

Increasing the projectile flight range is a critical objective for rocket and artillery systems. The aim of this work is to develop optimal control methods for the motion of a gliding projectile to increase its flight range. The paper proposes a mathematical model for the gliding flight of a controlled rocket-assisted projectile. The model accounts for the relations of aerodynamic forces and moments to geometric parameters of the wings, stabilizers, and control fins. The considered scenario involves the ignition of a boost engine during the trajectory, in addition to the initial launch motor. The wings, which provide the projectile's gliding capability, are extendable and deploy at the optimal point of the trajectory. The projectile's motion is controlled by generating an attack angle through the deflection of the control fins. Transient processes are not considered; it is assumed that control surface deflection instantaneously results in changes in the attack and sideslip angles (the case of ideal control). A fourth-order Runge-Kutta method was implemented to integrate the system of differential equations describing the gliding projectile motion. To construct the optimal control function for the projectile motion, a genetic algorithm with real-valued encoding was implemented. The continuity and smoothness of the attack angle relation to time is achieved by a special solution-splicing algorithm during crossover and approximation by a third-degree polynomial. Three methods for increasing the firing range of a gliding projectile were considered: by setting a constant flight path angle during the controlled phase; by selecting a constant attack angle; by variable attack angle, which time-relation function was determined by the genetic algorithm. Optimal parameters for each motion control method were determined, as well as the optimal angle-of-attack function for the third method, ensuring the maximum gliding flight range. The mathematical models and software developed during this research enable the calculation of the flight trajectory for a controlled rocket-assisted projectile and allow for solving the problem of optimal motion control for a gliding projectile with the goal of increasing its flight range.

Keywords: external ballistics, gliding flight, range extension, mathematical modeling, optimal control, genetic algorithm.

Получено: 15.10.25

Образец цитирования

Королев С. А., Мансуров Р. Р., Трефилов Д. А. Решение задачи оптимального управления движением планирующего снаряда с применением генетического алгоритма// Интеллектуальные системы в производстве. 2025. Т. 23, № 4. С. 40–46. DOI: 10.22213/2410-9304-2025-4-40-46.

For Citation

Korolev S.A., Mansurov R.R., Trefilov D.A. [Solving the problem of optimal control for a gliding projectile motion using a genetic algorithm]. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*. 2025, vol. 23, no. 3, pp. 63-70 (in Russ.). DOI: 10.22213/2410-9304-2025-3-63-70.