https://doi.org/10.26160/2474-5901-2022-30-88-95

# ПАРЕТО ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕНЕТИЧЕСКИМ АЛГОРИТМОМ СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ НА МАНЕВРИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНЫЕ ЦЕЛИ

***Фам К.Ф., Филимонов Н.Б.***
*Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия*

**Ключевые слова:** крылатая ракета, система самонаведения, параметрический синтез, оптимизация по критериям точности и энергозатрат, генетический алгоритм.
**Аннотация:** Статья посвящена параметрическому синтезу в среде Matlab оптимальной системы самонаведения крылатой ракеты по критериям точности и энергозатрат процесса наведения. Параметрическая двухкритериальная оптимизация системы самонаведения проводилась с использованием генетического алгоритма в условиях возможных трех типовых маневров воздушной цели: горка, пикирование и мертвая петля.

# PARETO OPTIMIZATION OF HOMING SYSTEM OF CRUISE MISSILE ON MANEUVERING AERIAL TARGETS USING THE GENETIC ALGORITHM

***Pham Q.Ph., Filimonov N.B.***
*Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia*

**Keywords:** cruise missile, homing system, parametric synthesis, optimization by criteria of accuracy and energy consumption, genetic algorithm.
**Abstract.** The article is devoted to parametric synthesis in the Matlab environment of the optimal cruise missile homing system according to the criteria of accuracy and energy consumption of the guidance process. Parametric two-criteria optimization of the homing system was carried out using the genetic algorithm in the conditions of possible three typical maneuvers of an aerial target: slide, dive and dead loop.

Одним из самых эффективных видов высокоточного оружия являются крылатые ракеты (КР) с бортовыми системами самонаведения (ССН), обеспечивающими автономный вывод и сближение ракеты с воздушной целью условного противника для ее перехвата или уничтожения. При этом ключевую роль в повышении боевых возможностей КР играет система автоматической стабилизации, обеспечивающая устойчивое и высокоточное движение ракеты и ликвидацию отклонений ее движения от программного, вызванных действием возмущений [1].

В настоящей работе рассматривается задача разработки и исследования в среде Matlab метода параметрической оптимизации ССН КР типа авиационных ракет класса «воздух – воздух», либо зенитных управляемых ракет класса «земля – воздух» по критериям точности и энергозатрат процесса наведения в условиях возможных типовых маневров воздушной цели с использованием генетического алгоритма NSGA-II.

**Система самонаведения КР**

Самонаведение КР представляет собой процесс автономного вывода ракеты в зону встречи с воздушной целью условного противника на основе приема излучаемой или отражаемой ею энергии (радио-, световые, инфракрасные или звуковые волны). ССН КР является автоматической системой, предназначенной для реализации метода наведения ракеты на цель, который определяет заданный закон сближения ракеты с целью. Минимальное расстояние между целью и КР в процессе наведения называется промахом.

Без ограничения общности полагаем, что самонаведение КР осуществляется *методом пропорционального наведения*, при котором в процессе полета угловая скорость вектора скорости ракеты пропорциональна угловой скорости линии визирования цели (линии «ракета-цель»).

Обобщенная функциональная схема ССН КР, реализующей *метод пропорционального наведения*, представлена на рисунке 1.

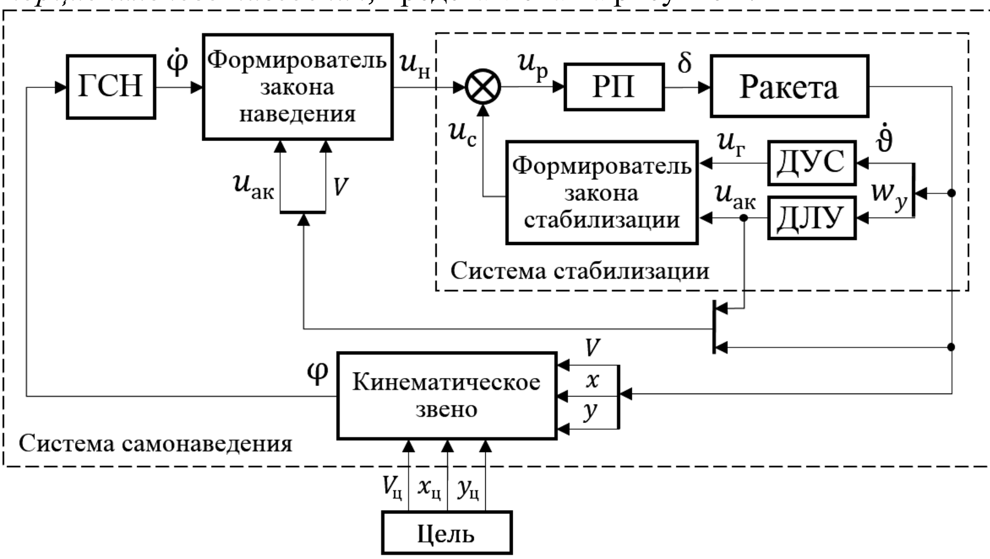


Рис. 1. Функциональная схема ССН КР

Здесь в состав ССН входят: головка самонаведения (ГСН), формирователь закона наведения (ФЗН), кинематическое звено (КЗ) и двухконтурная система стабилизации (СС), обеспечивающая управление угловым движением КР в соответствии с командами наведения. В состав СС входят: рулевой привод (РП), формирователь закона стабилизации (ФЗС) и чувствительные элементы (ДУС и ДЛУ – датчики угловой скорости и линейного ускорения). На рисунке 1 приняты следующие обозначения: $\varphi$ – угол линии визирования, $u_н$ – сигнал наведения, $u_с$ – сигнал стабилизации, $u_{ак}$ и $u_г$ – сигналы от ДЛУ и ДУС соответственно, $u_р$ – вход РП; $\delta$ – угол вращения руля, $\vartheta$ – угол тангажа, $w_y$ – нормальное ускорение, $x$, $y$ – координаты и $V$ – скорость КР; $x_ц$, $y_ц$ – координаты и $V_ц$ – скорость цели.

**Математическая модель системы самонаведения КР**

Несмотря на нелинейность математической модели динамики КР, для разработки и исследования методов наведения ракеты часто ограничиваются рассмотрением ее линеаризованной модели ([1-3]). Более того, в ряде задач управления нелинейными динамическими объектами весьма эффективными являются методы, использующие именно линеаризованную модель объекта. Это относится, в частности, к методу «настройки регулятора по разомкнутому контуру» (method gain scheduling) [4, п. 12.5].

Приведем линейные математические модели элементов ССН КР в виде их передаточных функций или функциональных уравнений [1, 2]:

КР: $W_{\text{кр}}(s)=\dfrac{\vartheta(s)}{\delta(s)}=\dfrac{a_{13}s+a_{13}a_{42}}{s[s^2+(a_{11}+a_{42})s+a_{12}+a_{11}a_{42}]}$;

РП: $W_{\text{рп}}(s)=\dfrac{\delta(s)}{u_{\text{р}}(s)}=\dfrac{k_{\text{р}}}{T_{\text{р}}{}^2s^2+2\xi_{\text{р}}T_{\text{р}}s+1}$;

ДУС: $W_{\text{г}}(s)=\dfrac{u_{\text{г}}(s)}{w_{z1}(s)}=\dfrac{k_{\text{г}}}{T_{\text{г}}{}^2s^2+2\xi_{\text{г}}T_{\text{г}}s+1}$;

ДЛУ: $W_{\text{ак}}(s)=\dfrac{u_{\text{ак}}(s)}{w_y(s)}=\dfrac{k_{\text{ак}}}{T_{\text{ак}}{}^2s^2+2\xi_{\text{ак}}T_{\text{ак}}s+1}$;

ГСН: $W_{\text{гсн}}(s)=\dfrac{\dot\varphi(s)}{\varphi(s)}=\dfrac{k_{\text{гр}}s}{s+k_{\text{гр}}}$;

КЗ: $\varphi=\dfrac{57.3\arcsin(y_{\text{ц}}-y)^2}{\sqrt{(x_{\text{ц}}-x)^2+(y_{\text{ц}}-y)^2}}$;

ФЗС: $\sigma_{\text{с}}=k_w u_{\text{ак}}+k_{wz1}u_{\text{г}}$;

ФЗН: $u_{\text{н}}=k\,(k_{\text{пр}}\dot\varphi^*-Vu_{\text{ак}})$,

где $a_{11}$ – коэффициент демпфирования; $a_{12}$ – коэффициент флюгерности; $a_{13}$ – коэффициент эффективности руля; $a_{42}$ – коэффициент нормальной силы; $w_{z1}=\dot\vartheta$ – скорость вращения ракеты; $k_{\text{р}}$, $k_{\text{г}}$, $k_{\text{ак}}$, $k_{\text{гр}}$ – коэффициенты преобразования; $k_{wz1}, k_w$ – коэффициенты усиления ДУС и ДЛУ; $T_{\text{р}}$, $T_{\text{г}}$, $T_{\text{ак}}$ – постоянные времени; $\xi_{\text{р}}$, $\xi_{\text{г}}$, $\xi_{\text{ак}}$ – коэффициенты демпфирования.

**Задача оптимизации системы самонаведения КР**

Введем в рассмотрение вектор свободных параметров ССН КР, подлежащий нахождению в процессе ее параметрического синтеза:

$$\mathbf{K}=\mathrm{col}\,(k_{wz1},k_w,k,k_{\text{пр}}),$$

где $k_{wz1}$ и $k_w$ – коэффициенты передачи ДУС и ДЛУ; $k$ и $k_{\text{пр}}$ – коэффициенты закона наведения ракеты $u_{\text{н}}$.

Полагая основными показателями процесса наведения КР *точность* ССН, характеризующую величину промаха и *располагаемую перегрузку* ракеты, характеризующую ее маневренные возможности, введем в рассмотрение следующие два критерия оптимальности, являющиеся функциями неизвестного вектора параметров $\mathbf{K}$:

– величина конечного промаха в процессе наведения $J_1(\mathbf{K})$:

$$J_1(\mathbf{K}) = \sqrt{[x(t_к) - x_ц(t_к)]^2 + [y(t_к) - y_ц(t_к)]^2}\ ;$$

– величина энергозатрат процесса наведения $J_2(\mathbf{K})$:

$$J_2(\mathbf{K}) = \int_0^{t_к} \left| n_y(t) \right| dt\,,$$

где $x(t_к), y(t_к), x_ц(t_к), y_ц(t_к)$ – соответственно координаты ракеты и цели в конечный момент времени $t = t_к$ процесса наведения; $n_y$ – располагаемая перегрузка ракеты.

Нормируем критерии $J_1(\mathbf{K})$ и $J_2(\mathbf{K})$:

$$J_i^{н}(\mathbf{K}) = \frac{J_i(\mathbf{K}) - J_i^{\min}(\mathbf{K})}{J_i^{\max}(\mathbf{K}) - J_i^{\min}(\mathbf{K})}\,,\ i = 1, 2\,.$$

Очевидно, что: $0 \le J_i^{н}(\mathbf{K}) \le 1$, $i = 1, 2$.

Поставим задачу параметрического синтеза ССН КР, т.е. задачу нахождения вектора параметров $\mathbf{K}$, как следующую *двухкритериальную задачу параметрической оптимизации с ограничением*:

$$J_i^{н}(\mathbf{K}) \to \min_{\mathbf{K}\in\Omega}\,,\ i = 1, 2\,,\ \Omega = \{\mathbf{K} \mid \mathbf{K}_{\min} \le \mathbf{K} \le \mathbf{K}_{\max}\}\,, \qquad (1)$$

где $\mathbf{K}_{\min}$ и $\mathbf{K}_{\max}$ – соответственно минимальный и максимальный допустимые значения вектора $\mathbf{K}$.

**Решение задачи оптимизации генетическим алгоритмом**

Основной проблемой при многокритериальной оптимизации является неоднозначность «оптимального решения». Одним из эффективных в решении многокритериальных оптимизационных задач является принцип Парето, согласно которому оптимальное решение выбирается из т.н. Парето-множества решений, составляющих область компромисса. В данном множестве все решения равноценны: значение каждого из критериев не может быть улучшено без ухудшения других критериев. При этом Парето-множеству соответствует компромиссная кривая в пространстве критериев, именуемая Парето-фронтом.

Для нахождения Парето-множества двухкритериальной оптимизационной задачи (1) целесообразно ее *скаляризовать*, т.е. свести к скалярной, однокритериальной задаче. Наиболее эффективным является метод скаляризации, основанный на построении вспомогательного линейного критерия:

$$J^{\text{н}}(\mathbf{K}) = h_1 J_1^{\text{н}}(\mathbf{K}) + h_2 J_2^{\text{н}}(\mathbf{K}), \qquad (2)$$
$$h_i = \text{const} > 0,\ h_1 + h_2 = 1,\ i = 1, 2,$$

либо вспомогательного критерия Чебышева:

$$J^{\text{н}}(\mathbf{K}) = \max_i h_i \,|\, J_i^{\text{н}}(\mathbf{K}) - z_i \,|,\ h_i = \text{const} > 0, \qquad (3)$$
$$z_i < \min_{\mathbf{K}\in\Omega} J_i^{\text{н}}(\mathbf{K}),\ i = 1, 2.$$

Изменяя в критериях (2), (3) коэффициенты $h_i$, $i = 1, 2$, можно получить Парето-фронт для исходной двухкритериальной задачи (1).

Для решения однокритериальных оптимизационных задач (2) и (3) весьма эффективными являются ***генетические алгоритмы***, использующие ключевые понятия Дарвиновской эволюции: популяции, мутации, скрещивания, выживания сильнейшего. Здесь каждая точка пространства синтезируемых параметров является членом некоторой популяции, изначально выбираемой случайно. По т.н. функции приспособленности каждый член популяции оценивается, насколько хорошо он адаптирован к «условиям среды». По результатам данной оценки из исходной популяции выбирается подмножество наиболее приспособленных родителей, из которых затем, путем операций мутации и скрещивания, получается новая популяция. Данный процесс повторяется, пока не выполнится принятый критерий остановки.

Для решения задач (2) и (3) использовался один из самых популярных генетических алгоритмов NSGA-2 (Non-dominated Sorting GA) [5], разработанный для решения задач многокритериальной оптимизации. При этом использовались следующие показатели генетического алгоритма: принята базовая схема с исходной популяцией в 50 особей со следующими операторами: панмиксия (выбор родителей из популяции) с нормальным законом распределения, равномерный кроссинговер (скрещивание), абсолютная мутация (стохастическое изменение) с вероятностью 10%.

**Компьютерное исследование эффективности оптимальной системы самонаведения КР**

Для исследования эффективности синтезированной оптимальной ССН КР рассмотрено численное моделирование в среде Matlab процесса пропорционального наведения ракеты в вертикальной плоскости на маневрирующую воздушную цель. При этом рассмотрены случаи стрельбы КР по цели в заднюю и переднюю полусферы с возможностью совершения целью следующих типовых маневров: *набор высоты* под углом +60°, *снижение* под углом –60°, *горка* в виде резкого подъема на 500м выше под углом +60°, *пикирование* в виде резкого снижения на 500м ниже под углом –60° и *мертвая петля* с перегрузкой $n_{\text{ц}} = 5$. Цель начинает маневрировать при расстоянии до КР меньше 3000м. Начальные координаты КР и цели равны: $x_0 = 0$ $y_0 = 0$, $x_{\text{цо}} = 5000$ м, $y_{\text{цо}} = 3000$ м; скорости КР и цели равны: $V = 2M$, $V_{\text{ц}} = 1M$; располагаемая перегрузка КР равна $|n_y| \le 32$.

Значения параметров математической модели ССН соответствует гипотетической КР, взятой из работы [2]:

$a_{11} = 1.2\ \text{с}^{-1}$; $a_{12} = 20\,\text{с}^{-2}$; $a_{13} = 30\ \text{с}^{-2}$; $a_{42} = 1.5\ \text{с}^{-2}$; $k_\text{р} = 1$; $\xi_\text{р} = 0.6$; $T_\text{р} = 0.01$;

$|\delta| \le 20$; $k_\text{г} = 1$, $\xi_\text{г} = 0.6$; $T_\text{г} = 0.01$; $k_\text{ак} = 1$, $\xi_\text{ак} = 0.6$; $T_\text{ак} = 0.01$; $k_\text{гр} = 50$;

$0.06 \le k_{wz1} \le 0.4$; $0.001 \le k_w \le 0.01$; $1 \le k_\text{пел} \le 40$; $1 \le k \le 20$; $3 \le k_\text{пр} \le 5$.

На рисунках 2 и 3 рассмотрен случай стрельбы КР навстречу цели при маневре типа «мертвая петля».

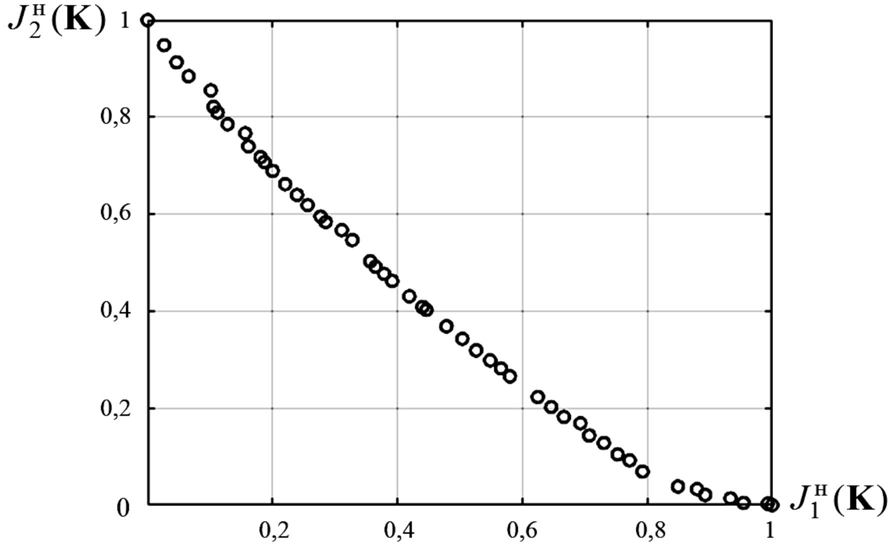


Рис. 2. Парето-фронт для двухкритериальной оптимизационной задачи

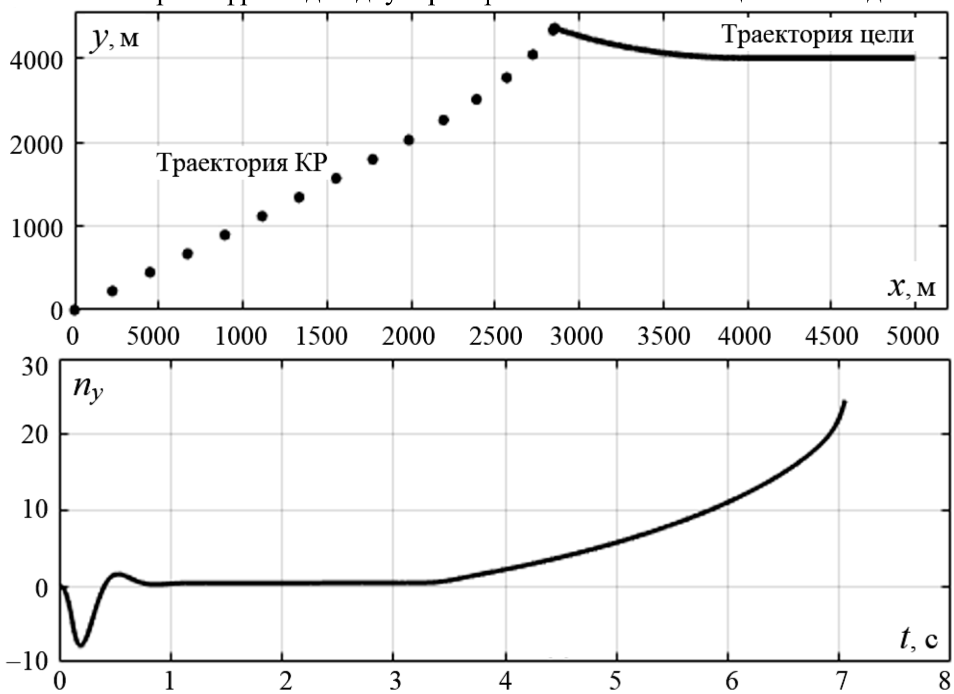


Рис. 3. Наведение КР при стрельбе навстречу и маневре цели типа «мертвая петля»

Выбирая в качестве решения точку на Парето-фронте, ближайшую к идеальной точке $(0, 0)$, получим: $k_{wz1} = 0.29$, $k_w = 0.001$, $k = 70.08$, $k_{\text{пр}} = 4.28$.

Результаты параметрической оптимизации и анализа эффективности ССН КР приведены в таблице 1, где приняты следующие обозначения: $\sigma$ – перерегулирование, $t_{\text{п}}$ – время переходного процесса, $\Delta A$ – запас устойчивости по амплитуде

Табл. 1. Результаты эффективности процесса наведения КР

| Вид маневра | Стрельба в заднюю полусферу | | | | Стрельба в переднюю полусферу | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Нет маневра | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ |
| | 0.37 | 0.01 | 53.43 | 3.3 | 0.25 | 0.01 | 44.06 | 5.00 |
| | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | |
| | 1.01 | 0 | 7.8 | | – | – | – | |
| | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | |
| | 0.009 | 6.77 | 17.23 | | 0.428 | -7.927 | 6.640 | |
| Горка | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ |
| | 0.25 | 0.01 | 81.19 | 3.31 | 0.26 | 0.01 | 33.30 | 3.76 |
| | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | |
| | 0.668 | 0.288 | 6.7 | | 0.70 | 0.118 | 6.79 | |
| | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | |
| | 0.003 | 16.99 | 16.985 | | 0.5 | 12.812 | 7.240 | |
| Пикирование | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ |
| | 0.19 | 0.01 | 68.34 | 3.33 | 0.27 | 0.01 | 53.40 | 4.69 |
| | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | |
| | 0.927 | 3.466 | 6.154 | | 0.732 | 0.03 | 6.884 | |
| | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | |
| | 0.002 | 9.766 | 16.02 | | 0.115 | -32.000 | 6.425 | |
| Мертвая петля | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ | $k_{wz_1}$ | $k_w$ | $k$ | $k_{\text{пр}}$ |
| | 0.31 | 0.01 | 44.24 | 3.57 | 0.29 | 0.01 | 70.08 | 4.28 |
| | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | | $t_{\text{п}}$, с | $\sigma$, % | $\Delta A$, дБ | |
| | 0.86 | 0 | 7.249 | | 0.798 | 0 | 7.066 | |
| | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | | $h_{\text{к}}$, м | $n_{y\max}$ | $t_{\text{н}}$, с | |
| | 0.025 | 13.233 | 17.85 | | 0.275 | 24.494 | 7.050 | |

**Список литературы**

1. Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование. Вычислительный эксперимент / Под ред. К.А. Пупкова и Н.Д. Егупова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 512 с.
2. Thong D.Q. Synthesis of high-precision missile homing system using proportional guidance method // Mechatronics, Automation, Control. 2020. Vol. 20. No. 4. P. 242-248.
3. Фам К.Ф., Филимонов Н.Б. Компьютерный анализ эффективности методов самонаведения крылатой ракеты на маневрирующие воздушные цели // Мехатроника, автоматика и робототехника. 2022. № 9. С. 17-22.
4. Khalil H.K. Nonlinear Systems. – New Jersey: Prentice Hall, 2002. – 750 p.
5. Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm // Nsga-II. Evolutionary Computation, IEEE Transactions on. 2002, vol. 6(2), pp. 182-197.

**References**

1. High-precision homing systems: calculation and design. Computational experiment / Edited by K.A. Pupkov and N.D.Egupov. – M.: FIZMATLIT, 2011. – 512 p.
2. Thong D.Q. Synthesis of high-precision missile homing system using proportional guidance method // Mechatronics, Automation, Control. 2020. Vol. 20. No. 4. P. 242-248.
3. Pham Ph.Q., Filimonov N.B. Computer analysis of the effectiveness of cruise missile homing methods on maneuvering aerial target // Mechatronics, automation and robotics. 2022. No. 9. P. 17-22.
4. Khalil H.K. Nonlinear Systems. – New Jersey: Prentice Hall, 2002. – 750 p.
5. Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm // Nsga-II. Evolutionary Computation, IEEE Transactions on. 2002, vol. 6(2), pp. 182-197.

| | |
|---|---|
| **Филимонов Николай Борисович** – доктор технических наук, профессор | **Filimonov Nikolay Borisovich** – doctor of technical sciences, professor |
| **Фам Куок Фонг** – студент | **Phong Quoc Pham** – student |
| nbfilimonov@mail.ru | |

*Received 26.06.2022*