

КОМПЬЮТЕРНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДОВ САМОНАВЕДЕНИЯ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ НА МАНЕВРИРУЮЩИЕ ВОЗДУШНЫЕ ЦЕЛИ

Фам Куок Фонг¹, Филимонов Н.Б.²

¹*Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;*

²*Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва*

Ключевые слова: крылатая ракета, маневрирующая цель, система самонаведения, методы наведения, типовые маневры цели, компьютерное моделирование.

Аннотация. Статья посвящена компьютерному анализу эффективности методов наведения управляемых самонаводящихся крылатых ракет в среде MATLAB в условиях возможного маневрирования цели в вертикальной плоскости. Представлены результаты сравнительного анализа трех классических методов наведения (прямого, пропорционального и погони) для трех типовых маневров цели (горка, пикирование и мертвая петля).

COMPUTER ANALYSIS OF EFFICIENCY OF CRUISE MISSILE HOMING METHODS ON MANEUVERING AERIAL TARGETS

Pham Quoc Phong¹, Filimonov N.B.²

¹*Bauman Moscow State Technical University;*

²*Lomonosov Moscow State University, Moscow*

Keywords: cruise missile, maneuvering target, homing system, guidance methods, typical target maneuvers, computer simulation

Abstract. The article is devoted to the computer analysis of the effectiveness of methods of guided homing cruise missiles in the MATLAB environment in conditions of possible maneuvering of the target in the vertical plane. The results of the comparative analysis of three classical guidance methods (direct, proportional guidance and chase) for three typical target maneuvers (hill, dive and dead loop) are presented.

Ключевым элементом зенитно-ракетных комплексов являются управляемые крылатые ракеты (КР) с бортовыми системами самонаведения (СН), обеспечивающими вывод и сближение КР с воздушной целью для ее поражения [1]. При этом СН часто не удовлетворяют предъявленным требованиям по точности сближения, поскольку применение в них классических методов наведения основано на предположении о прямолинейном движении цели.

Для исследования эффективности процесса самонаведения КР все большую актуальность приобретают методы и технологии компьютерного моделирования с использованием современных программных сред [2-7]. Целью настоящей работы является компьютерный анализ эффективности трех классических методов наведения управляемых самонаводящихся КР в среде MATLAB в условиях возможных трех типовых маневров воздушной цели.

Методы наведения КР определяют закон сближения КР с целью, обеспечивая попадание ракеты в цель с минимальным промахом. Рассмотрим следующие три, наиболее распространенных, метода наведения КР:

- *метод прямого наведения* (М1), при котором в процессе полета продольная ось КР постоянно направлена на цель;
- *метод наведения по кривой погони* (М2), при котором в процессе полета вектор скорости КР постоянно направлен на цель.
- *метод пропорционального наведения* (М3), при котором в процессе полета угловая скорость касательной к траектории КР пропорциональна угловой скорости линии визирования цели (линии «ракета-цель»).

Минимальное расстояние между целью и КР в процессе наведения характеризует точность наведения и называется промахом.

Самонаведение КР представляет собой наведение КР на цель на основе приема энергии (радио-, световые, инфракрасные или звуковые волны), излучаемой или отражаемой целью. ССН КР является автоматической системой, обеспечивающей в соответствии с методом наведения сближение КР с целью [8]. Основными показателями оценки процесса наведения являются *точность* ССН, определяющая величину промаха и *располагаемая перегрузка*, определяющая ее маневренные возможности КР.

Обобщенная функциональная схема ССН КР, реализующей метод наведения М3, представлена на рисунке 1.

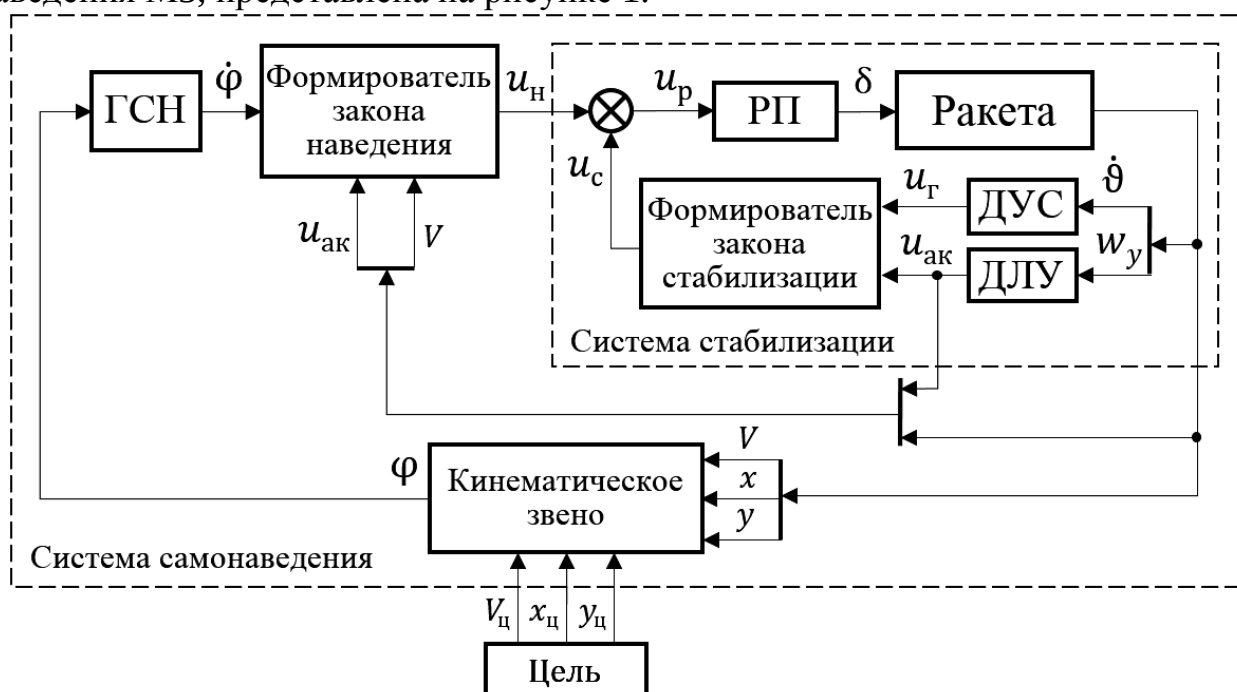


Рис. 1. Функциональная схема ССН КР

В состав ССН входят: головка самонаведения (ГСН), формирователь закона наведения (ФЗН), кинематическое звено (КЗ) и двухконтурная система стабилизации (СС). В состав СС, обеспечивающей управление угловым положением КР в соответствии с командами наведения, входят: рулевой привод (РП), формирователь закона стабилизации (ФЗС) и чувствительные элементы (ДУС и ДЛУ – датчики угловой скорости и линейного ускорения). На рисунке 1 ϕ – 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; δ – угол

вращения руля, ϑ – угол тангажа, w_y – нормальное ускорение, x , y – координаты и V – скорость КР; $x_{ц}$, $y_{ц}$ – координаты и $V_{ц}$ – скорость цели.

Анализ методов наведения М1, М2 и М3 проводился в среде MATLAB в процессе решения задачи параметрического синтеза ССН КР.

Рассмотрен процесс наведения КР в вертикальной плоскости на маневрирующую воздушную цель. Маневренность цели позволяет менять положение в пространстве (направление, высоту и скорость) для уклонения от преследования КР. Рассмотрена возможность следующих трех типовых маневров цели:

- *горка* – кратковременный подъем цели для быстрого набора высоты;
- *пикирование* – крутое снижение цели от прямолинейной траектории;
- *мертвая петля* – полет цели по криволинейной траектории в вертикальной плоскости с выходом в исходное направление.

Введем в рассмотрение вектор параметров ССН КР:

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

где k_{wz1} и k_w – коэффициенты передачи ДУС и ДЛУ; k и $k_{\text{пр}}$ – коэффициенты закона наведения КР; $k_{\text{цел}}$ – коэффициент передачи пеленгатора.

Задача параметрического синтеза ССН КР заключается в нахождении вектора параметров $\mathbf{K}$, обеспечивающего заданные корневые показатели качества (степень устойчивости и колебательность) СС, а также минимум величины конечного промаха $J(\mathbf{K}) = \sqrt{[x(t_k) - x_{ц}(t_k)]^2 + [y(t_k) - y_{ц}(t_k)]^2}$:

$$J(\mathbf{K}) \rightarrow \min_{\mathbf{K} \in \Omega}, \quad \Omega = \{\mathbf{K} \mid \mathbf{K}_{\min} \leq \mathbf{K} \leq \mathbf{K}_{\max}\},$$

где $x(t_k)$, $y(t_k)$, $x_{ц}(t_k)$, $y_{ц}(t_k)$ – соответственно координаты КР и цели в конечный момент времени $t = t_k$ процесса наведения; $\mathbf{K}_{\min}$ и $\mathbf{K}_{\max}$ – соответственно минимальный и максимальный допустимые значения вектора $\mathbf{K}$.

Решение данной оптимизационной задачи проводилось с использованием генетического алгоритма [9], причем была принята его базовая схема с исходной популяцией в 50 особей (хромосом) со следующими операторами: панмиксия (выбор родителей из популяции) с нормальным законом распределения, равномерный кроссинговер (скрещивание), абсолютная мутация (стохастическое изменение) с вероятностью 10% и элитный отбор. В качестве функции приспособленности каждой особи, т.е. вектора искомых коэффициентов $\mathbf{K}$, была принята величина промаха процесса наведения $J(\mathbf{K})$.

Результаты сравнительного анализа методов наведения М1, М2, М3 представлены в таблицах 1-3 и на рисунках 2, 3 для значений параметров ССН, соответствующей некоторой гипотетической КР, взятой из работ [10, 11].

Рассмотрены случаи стрельбы КР по цели в заднюю и переднюю полусферу с возможностью совершения следующих трех маневров: *горка* в виде резкого подъема >500 м под углом $+60^\circ$, *пикирование* в виде резкого снижения <500 м под углом -60° и *мертвая петля* с перегрузкой $n_{ц} = 5$. Цель начинает маневрировать при расстоянии до КР <3000 м. Начальные координаты КР и цели равны: $x_0 = 0$

$y_0 = 0$, $x_{ц0} = 5000$ м, $y_{ц0} = 3000$ м; скорости КР и цели равны: $V = 2M$, $V_{ц} = 1M$; располагаемая перегрузка КР равна $|n_y| \leq 32$.

Табл. 1. Наведение КР методом М1

Вид маневра	Стрельба в заднюю полусферу				Стрельба в переднюю полусферу			
	k_{wz1}	k_w	k	$k_{пел}$	k_{wz1}	k_w	k	$k_{пел}$
Нет маневра	0.36	0.01	384.61	24.57	-	-	-	-
Горка	0.22	0.01	388.23	30.61	-	-	-	-
Пикирование	0.30	0.01	398.10	34.28	-	-	-	-
Мертвая петля	-	-	-	-	-	-	-	-
	h_k , м	n_{y_max}	t_H , с		h_k , м	n_{y_max}	t_k , с	
Нет маневра	0.009	-2.270	17.725		-	-	-	
Горка	0.382	-7.097	17.210		-	-	-	
Пикирование	0.506	-8.712	16.655		-	-	-	
Мертвая петля	-	-	-		-	-	-	

Табл. 2. Наведение КР методом М2

Вид маневра	Стрельба в заднюю полусферу				Стрельба в переднюю полусферу			
	k_{wz1}	k_w	k	$k_{пел}$	k_{wz1}	k_w	k	$k_{пел}$
Нет маневра	0.29	0.01	126.38	15.65	-	-	-	-
Горка	0.38	0.01	266.71	35.92	-	-	-	-
Пикирование	0.35	0.01	235.03	33.78	-	-	-	-
Мертвая петля	0.23	0.01	256.41	11.29	-	-	-	-
	h_k , м	n_{y_max}	t_H , с		h_k , м	n_{y_max}	t_k , с	
Нет маневра	0.046	-2.970	17.680		-	-	-	
Горка	0.106	8.087	17.165		-	-	-	
Пикирование	0.097	-9.617	16.570		-	-	-	
Мертвая петля	1.635	32.000	17.410		-	-	-	

Табл. 3. Наведение КР методом М3

Маневр	Стрельба в заднюю полусферу				Стрельба в переднюю полусферу			
	k_{wz1}	k_w	k	$k_{пр}$	k_{wz1}	k_w	k	$k_{пр}$
Нет маневра	0.37	0.01	53.43	3.30	0.25	0.01	44.06	5.00
Горка	0.25	0.01	81.19	3.31	0.25	0.01	87.52	4.80
Пикирование	0.19	0.01	68.34	3.33	0.22	0.01	43.12	4.95
Мертвая петля	0.31	0.01	44.24	3.57	0.29	0.01	70.08	4.28
	h_k , м	n_{y_max}	t_H , с		h_k , м	n_{y_max}	t_k , с	
Нет маневра	0.009	6.770	17.230		0.428	-7.927	6.640	
Горка	0.003	16.990	16.985		0.940	-32.000	7.230	
Пикирование	0.002	9.766	16.020		0.376	-32.000	6.425	
Мертвая петля	0.025	13.233	17.850		0.275	24.494	7.050	

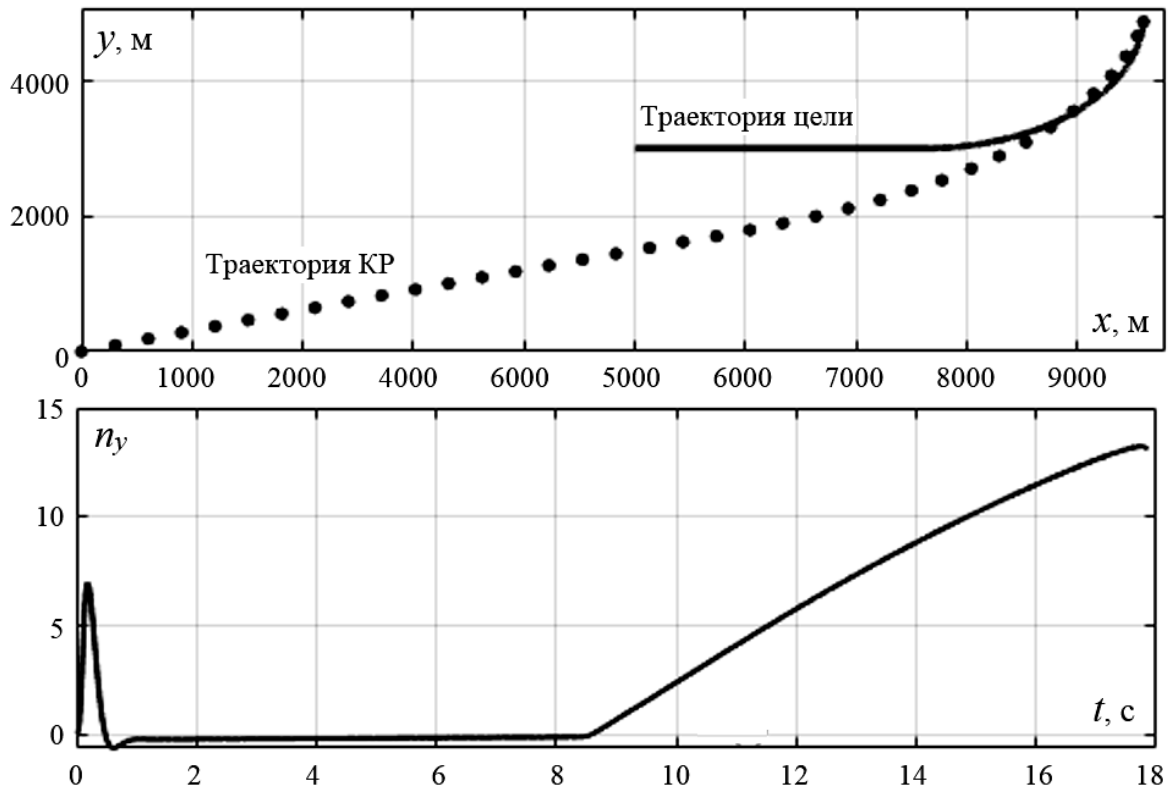


Рис. 2. Наведение КР пропорциональным методом при стрельбе в заднюю полусферу и маневре цели типа «мертвая петля»

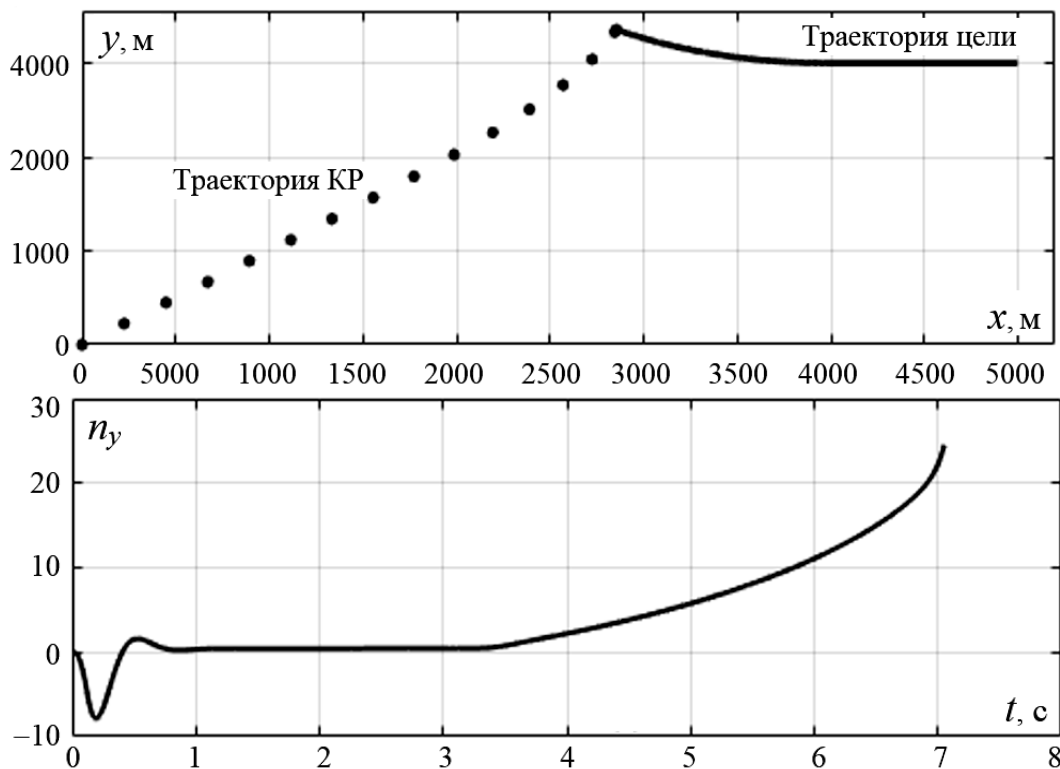


Рис. 3. Наведение КР пропорциональным методом при стрельбе в переднюю полусферу и маневре цели типа «мертвая петля»

Выводы. Метод прямого наведения (М1) и метод погони (М2) эффективны лишь в случае стрельбы в заднюю полусферу цели при малых скоростях КР. Метод пропорционального наведения (М3) более эффективен по точности и

может использоваться при стрельбе в переднюю полусферу цели. Однако, при совершении целью маневра резко увеличивается перегрузка КР.

Можно констатировать, что рассмотренные классические методы наведения целесообразно использовать лишь в случае простых маневров цели, когда маневренность КР намного превышает маневренность цели. Если же цель совершает фигуры сложного и высшего пилотажа, все эти классические методы наведения теряют эффективность и необходимо применять другие, более современные методы наведения.

Список литературы

1. Финогенов С.Н., Хуторской И.Н., Жарков С.В. Системы самонаведения зенитных ракет. – Смоленск: ОАО «Алина», 2006. – 334 с.
2. Созинов П.А. Актуальные задачи математического моделирования систем воздушно-космической обороны // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2017. № 3. - С. 17-26.
3. Толпегин О.А., Кашин В.М., Новиков В.Г. Математические модели систем наведения ракет. – СПб.: Изд-во БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 2016. – 154 с.
4. Скорик А.Б., Кирилюк А.С., Галицкий О.Ф. Математическое моделирование зенитных управляемых ракет. Анализ задачи моделирования контура наведения ЗУР // Системи обробки інформації. 2009. № 4 (78). С. 155-159.
5. Литвинова Д.В. Оценка эффективности системы управления ракеты класса «воздух-воздух» методами математического моделирования // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2020. Т. 18. № 4. С. 43-48.
6. Кристаллинский В.Р., Константинов Г.В. О моделировании методов наведения зенитных управляемых ракет с помощью системы Wolfram Mathematica // Системы компьютерной математики и их приложения. 2020. № 21. С. 52-58.
7. Буренко Е.А. Моделирование контура управления для радиосистем самонаведения при наведении методом пропорциональной навигации // Международный научно-исследовательский журнал. 2021. № 5 (107). Ч. 1. С. 40-60.
8. Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование. Вычислительный эксперимент / Под ред. К.А. Пупкова и Н.Д. Егупова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 512 с.
9. Филимонов Н.Б., Белоусов И.В. Применение генетических алгоритмов в задачах оптимизации терминального управления динамическими объектами // Доклады РАЕН. Поволжское межрегиональное отделение. 2002. № 3. С. 68-80.
10. Тимофеев Н.Н., Шестун А.Н. Проектирование нестационарных динамических систем управления летательных аппаратов. – СПб.: БГТУ, 2001. – 79 с.
11. Do Quang Thong. Synthesis of a High-Precision Missile Homing System with an Permissible Stability Margin of the Normal Acceleration Stabilization System // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 22. № 7. С. 365-373.

Сведения об авторах:

Фам Куок Фонг – студент;

Филимонов Николай Борисович – д.т.н., профессор.