

*Анатолий Борисович Скорик*

## **СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННЫМИ ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНТУРА НАВЕДЕНИЯ**

### **Постановка проблемы и анализ литературы**

Роль математического моделирования при изучении современных систем оружия трудно переоценить. Академик Федосов Е.А. в одной из своих книг отметил: "Используя мощный аппарат моделирования, инженер получил все ответы на вопросы, которые возникают при проектировании. Именно это обстоятельство и привело к тому парадоксу, когда создаются совершенные конструкции ракет при достаточно скромных достижениях в аналитической теории систем наведения". Такое несоответствие практики и теории не могло в конечном итоге не отразиться и на процессе подготовки специалистов по эксплуатации и боевому применению зенитных ракет. Одним из способов повышения эффективности обучения есть использование в учебном процессе математических моделей систем управления современных зенитных управляемых ракет (ЗУР).

В научных изданиях и учебных пособиях вопросы построения математических моделей систем управления современными ЗУР раскрыты недостаточно. Из наиболее важных работ в этой области следует отметить "Проектирование систем наведения"[1], "Проектирование зенитных управляемых ракет"[2] и "Радиоэлектронные системы самонаведения"[3]. В статьях [4 – 6] рассмотрены особенности построения и классификации систем управления современных ЗУР.

### **Формулирование цели статьи.**

#### **Изложение основного материала**

Целью статьи является анализ задачи моделирования контура наведения современных зенитных ракет.

Применение в военном деле концепции сетцентрических войн привело к глобальному расширению источников информации непосредственно завязанных на систему наведения ракеты и другие системы зенитно-ракетного комплекса (ЗРК) – систему управления огнем и др. В системах управления ракет все чаще используется информация внешних (относительно ЗРК) информационных систем, что в свою очередь

послужило причиной создания нового класса информационных систем – систем информационной поддержки ракеты, которые подразделяется на [4]:

- средства измерения координат ракеты;
- средства измерения координат цели;
- средства измерения относительных координат ракеты и цели;
- средства внешней навигационной поддержки.

Активное развитие систем зенитное управляемое ракетное оружие (ЗУРО) сопровождается большим количеством публикаций, в которых значительной трансформации подвергается существовавшая ранее терминология. При этом в ряде работ, сознательно или нет, авторы отказываются от употребления широко используемых ранее терминов. Так, в работе [2], являющейся, одной из лучших работ по данной тематике, авторы не используют термины "контур наведения", "система наведения", не дают определений для способов управления ракетами, а только описывают их характерные особенности. Этот факт косвенно свидетельствует о неполном соответствии существующей терминологии и классификации потребностям сегодняшнего дня.

В сложившихся условиях требуют определенной коррекции существующая классификация и понятийный аппарат теории наведения.

Рассматривая системы управления ракетами как сложные иерархические системы целесообразно дать определение ее подсистемам.

Системы управления ракетами (СУР) предназначены для управления полетом ракеты и решения задач управления, связанных с процессами предпусковой подготовки, пуска ракеты и др.

Определение траектории полета ЗУР и обеспечение ее реализации возлагается на систему управления полетом (СУП).

В составе СУП выделяют систему наведения (guided system), которая выполняет функции только получения и обработки информации. В настоящее время, наряду с термином система наведения, часто используется термин информационно-вычислительная система.

Результатом функционирования системы наведения является закон управления и управляющие функции, которые описывают изменение управляющих сил в зависимости от времени.

Система стабилизации (control system) решает задачу реализации закона управления, выработанного системой наведения.

Системы управления современными ракетами целесообразно классифицировать по месту расположения устройства управления и на подклассы на основе анализа функций и места расположения источников информации (табл. 1) [5].

Изменения, внесенные в классификацию СУР, требуют внесения определенных изменений и в определения соответствующих систем управления.

Система телеуправления (командного наведения)

определяется как система наведения, в которой информация управления передается на ракету от внешнего источника, вследствие чего ракета движется по предписанной ей траектории.

Системы управления ракетами, в которых формирование команд управления (в соответствии с методом наведения) реализуется посредством управляющих устройств, расположенных на ракете и в пункте управления, следует называть системами теленаведения.

Система с самонаведением определяется как система наведения, в которой ракета наводится на цель по сигналам наведения, вырабатываемым устройством управления находящимся на борту ракеты, использующим информацию о состоянии ракеты и цели, поступающую от бортовых датчиков или по линии связи от внешних измерителей.

*Таблица 1*

**Классификация систем управления зенитными ракетами**

Телеуправление		Теленаведение		Самонаведение
Пункт управления		БВ + Пункт управления		БВ
Подклассы систем наведения \ источники информации:	датчики измерительные устройства ракеты	и (ИУ)	РЛС, датчики измерительные устройства ЗРК (ИВС истребителя)	РЛС, датчики ИУ внешних взаимодействующих систем
ТУ-1			+	
ТУ-2		+		
Бинарное управление		+	+	
ТУ-ВЦУ				+
Теленаведение по лучу		+	+	
Активное СН		+		
Полуактивное СН		+	+ РЛС подсвета	
Пассивное СН		+ пассивные датчики		
СН с радиокоррекцией		+	+	+
<b>Комбинированные</b>	варианты последовательного и параллельного построения систем			

Как отдельный класс автономные системы в современных и перспективных ЗУР не используются. Поэтому более целесообразно рассматривать только автономный метод управления или режим функционирования СУР.

Автономный режим функционирования системы управления ракетой – это режим функционирования, при котором в СУР имеется только априорная информация о цели.

Для ЗРК с телеуправлением как автономный, может рассматриваться режим работы СУР при стрельбе по цели с заданными координатами. Системы наведения могут работать в автономном с радиокоррекцией режиме самонаведения – в котором команды наведения ракетой формируются БВ с использованием модели движения цели, вводимой в устройство управления ракеты до старта (априорная информация о цели) и корректируемой в процессе полета ракеты специальными командами радиокоррекции.

Следует отметить, что со временем определенному пересмотру подвергаются и

основные принципы наведения ракет. Поясним это на примере систем самонаведения.

При изучении кинематики самонаведения скорости ракеты и цели можно условно разложить на скорость сближения вдоль линии визирования цели (ЛВЦ) и скорость, направленную перпендикулярно этой линии (рис.1) [6]. Известно, что условием нулевого промаха есть совпадение вектора  $V_{отн}$  с направлением линии ракета-цель. Из рис.1 видно, что данное условие выполняется при равенстве нормальных к ЛВЦ составляющих скоростей цели и ракеты:

$$V_{n,p} = V_{n,c} \cdot \quad (1)$$

В случае, если условие (1) не выполняется, то существует некоторая скорость  $\Delta V_n$ , нормальная линии визирования:

$$\Delta V_n = V_{n,c} - V_{n,p} = D \cdot \omega_d \cdot \quad (2)$$

Первые самонаводящиеся системы в качестве управляющего сигнала отслеживали угол пеленга  $\theta_p$ . При наведении с постоянным углом упреждения угол  $\theta_p = \text{const}$ . При таком

управлении составляющая  $V_{n,p}$  была постоянной, а составляющая  $V_{n,c}$  из-за вращения ЛВЦ изменялась. Для случая, приведенного на рис.1 вращение ЛВЦ приводит к уменьшению составляющей  $V_{n,c}$  до значения  $V_{n,p}$ , т.е. выполняется условие (1), при котором вращение ЛВЦ прекращается. В дальнейшем, наведение ракеты осуществляется в упрежденную точку встречи с целью. При стрельбе на встречных курсах метод с постоянным углом упреждения динамически очень неустойчив, и хотя существует траектория наведения с нулевым промахом, но при малейших изменениях скоростей ракеты и цели

(рис.1) начинается переходной процесс, который "загоняет" ракету в хвост цели. Сразу же возрастают требования к маневренности ракеты.

Очевидно, что более приемлемым было бы не просто использовать факт вращения ЛВЦ, но и управлять этим вращением. Но для этого нужно измерить эту самую угловую скорость ЛВЦ. На заре создания ЗУР следящие привода РГС не могли с достаточной быстротой отслеживать угловые колебания самой ракеты, которая, образно говоря, "болтается" по углу атаки. В дальнейшем эта проблема была решена, хотя и теперь ошибки стабилизации РГС вносят достаточно весомый вклад в синхронную ошибку слежения РГС за целью.

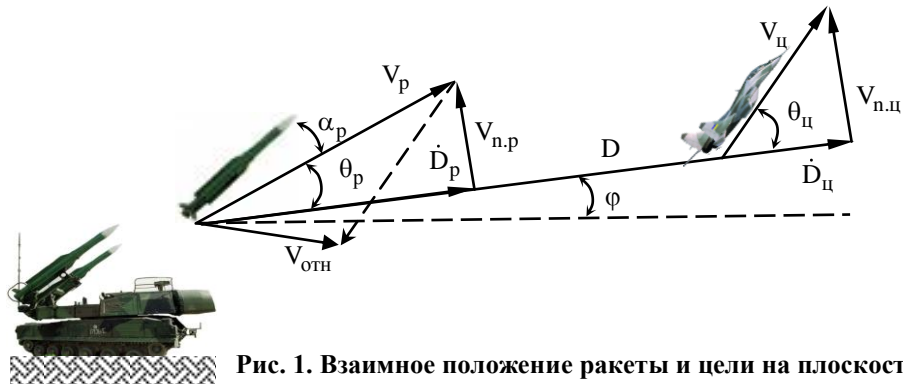


Рис. 1. Взаимное положение ракеты и цели на плоскости

При аэродинамическом управлении для изменения положения вектора скорости ракеты (управления величиной  $V_{n,p}$ ) СУР должна обеспечить вращение ракеты с некоторой угловой скоростью  $\dot{\theta}_p$  до выполнения условия (1). Достаточно долгое время было принято считать, что на борту самонаводящейся ракеты информации о скорости цели нет. Поэтому о выполнении условия (1) можно судить лишь косвенно по прекращению вращения ЛВЦ. Отмеченную связь между угловыми скоростями ракеты  $\dot{\theta}_p$  и ЛВЦ  $\omega_l$  реализует пропорциональный метод наведения (ПМН):

$$\dot{\theta}_p = k_n \cdot \omega_l, \quad (3)$$

где  $k_n$  – коэффициент навигации.

Пропорциональный метод наведения более эффективен. При использовании данного метода за управляющий сигнал берется скорость вращения линии визирования. «Обнуляя» угловую скорость вращения ЛВЦ, ракета разворачивается уже не прямо на цель, а в точку встречи. Конечно, в зависимости от маневров цели эта точка «ползет» в пространстве, но ракета все время приближается к ней, а не на саму цель. В таком режиме ракета при всех маневрах испытывает меньшие перегрузки, чем при методе погони, поскольку всегда упреждает дальнейшие движения цели.

Широкое использование ПМН привело к тому, что его применение до настоящего времени

положено в основу принципов самонаведения. В работе [2] указывается, что основной принцип самонаведения состоит в определении рассогласования между измеренной головкой самонаведения угловой скоростью линии визирования и кинематической угловой скоростью, соответствующей методу наведения, в вычислении команды управления  $\lambda$ , направленной на обнуление рассогласования, и воздействии командой  $\lambda$  на контур стабилизации ( $Y_{ст}$ ) для ликвидации вычисленного рассогласования. Таким образом,  $\omega_\varepsilon$  выступает в качестве параметра рассогласования. Исходя из этих предпосылок, формируется контур управления при самонаведении (далее, контур самонаведения), структурная схема которого приведена на рис. 2.

Контур самонаведения включает кинематическое звено (КЗ). Кинематическое звено в системах самонаведения определяет в пространстве выбранной системы координат кинематические связи между ракетой и целью. В общем случае, КЗ является сложным нелинейным и нестационарным объектом. Линеаризация кинематических зависимостей осуществляется с использованием ряда допущений и ограничений. Имеется большое количество вариантов описания кинематического звена. Один из наиболее часто используемых [1]

$$D \cdot \dot{\omega}_l - 2|\dot{D}| \omega_l = W_{ц,n} - W_{p,n}. \quad (4)$$

На вход КЗ поступає різниця прискорень цілі і ракети, нормальних к ЛВЦ. На виході формується значення кулової шкорути  $\omega_L$ .

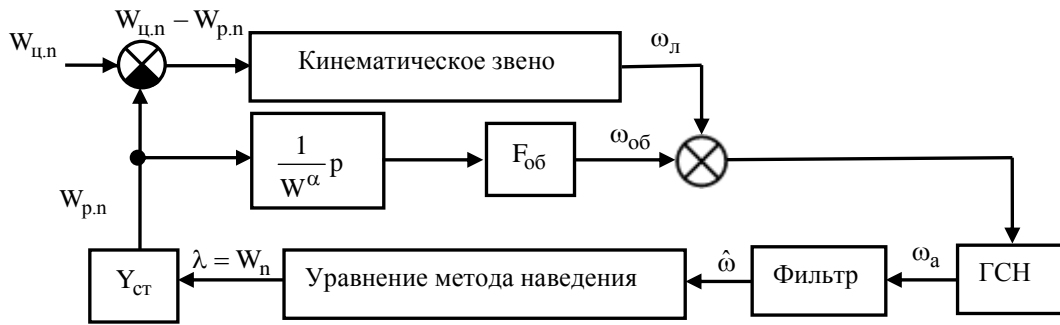


Рис. 2. Структурная схема контура самонаведения

Особенностью контура самонаведения является паразитная обратная связь по обтекателью, проявляющаяся в появлении на входе ГСН ложной составляющей кулової шкорути вращения  $\omega_{об}$ . На структурной схеме связь по обтекателью включает дифференцирующий оператор с коэффициентом усиления  $F_{об}/W^\alpha$ , где  $F_{об}$  – крутизна пеленгационной характеристики обтекателью;

$W^\alpha$  – маневровооруженность ЗУР [2].

В современных системах самонаведения  $\omega_L$  как параметр рассогласования не используется. Поясним это. Выражение для мгновенного промаха имеет вид:

$$h = \omega \cdot \frac{R^2}{V}. \quad (5)$$

Из соотношения (5) следует, что кулової шкорути как бы позволяет измерять мгновенный промах с переменным масштабом: чем ближе ракета к цели, тем крупнее масштаб [1]. Переменность масштаба приводит к тому, что динамические свойства контура самонаведения изменяются во времени, и на малых расстояниях до цели контур самонаведения становится неустойчив. Наличие начального мгновенного промаха  $h_0$  приводит к появлению шкорути  $\Delta V_n$  (2). Из рис.1. видно, что даже при отсутствии маневра цели и ракеты шкорути  $\Delta V_n$  будет с течением времени изменяться. Дифференцируя  $\Delta V_n$  получим

$$(\Delta V_n)' = W_{лвц} = D \cdot \omega_L - |\dot{D}| \omega_L. \quad (6)$$

Учитывая, что кроме начального промаха вращение ЛВЦ вызывается ускорениями цели и ракеты с учетом (4) запишем (6) в виде

$$W_{лвц} = |\dot{D}| \omega_L + W_{ц,n} - W_{p,n}. \quad (7)$$

В работе [1] приводится один из вариантов построения структурной схемы кинематического звена (рис. 3). Учитывая, что дальность можно записать как

$$D = |\dot{D}|(t_0 - t), \quad (8)$$

где  $t_0$  – прогнозируемое время наведения;  
 $t_0 - t$  – упрежденное время.  
 $t_0 - t$  – упрежденное

Преобразуем, путем переноса точки суммирования, структурную схему кинематического звена (рис. 3) к более наглядному виду. На рис. 4 модифицированная схема кинематического звена выделена штриховой линией.

Из рис. 4 и выражения (7) видно, что на кинематическое звено воздействует возмущение  $W_{ц,n}$  и управление  $W_{p,n}$ . Стабилизируемой координатой является пролет  $\vec{h}(t)$ . При наличии начального мгновенного промаха на входе КЗ действует положительная обратная связь – ускорение  $|\dot{D}| \cdot \omega_L$ . Вполне очевидно, что для эффективной компенсации мгновенного промаха нормальное ускорение ракеты должно быть пропорционально ускорению цели и использовать в качестве параметра рассогласования величину  $\dot{D} \cdot \omega_L$ . Вариант построения упрощенной структурной схемы контура наведения для оптимального метода наведения приведен на рис. 4. В работе [3] показано, что оптимальный закон наведения для случая стрельбы по маневрирующим целям имеет вид

$$W_{p,n} = 3\dot{D} \cdot \omega_L + 1,5W_{ц,n}. \quad (9)$$

Структура оптимального закона наведения (9) полностью соответствует закону наведения, реализованному в схеме контура наведения (рис. 4), построенному на основе анализа свойств кинематического звена (7). Часто на борту ракеты не удается измерить (оценить) ускорение цели, поэтому в системах наведения современных зенитных ракет в качестве параметра рассогласования используется величина  $\dot{D} \cdot \omega_L$ .

### Выводы

В статье проведен анализ задачи моделирования контура наведения современных зенитных ракет. Показано, что в законе наведения

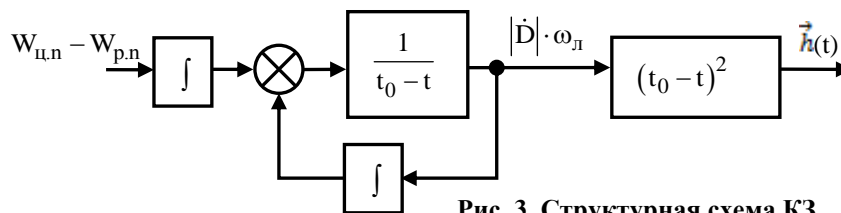


Рис. 3. Структурная схема КЗ

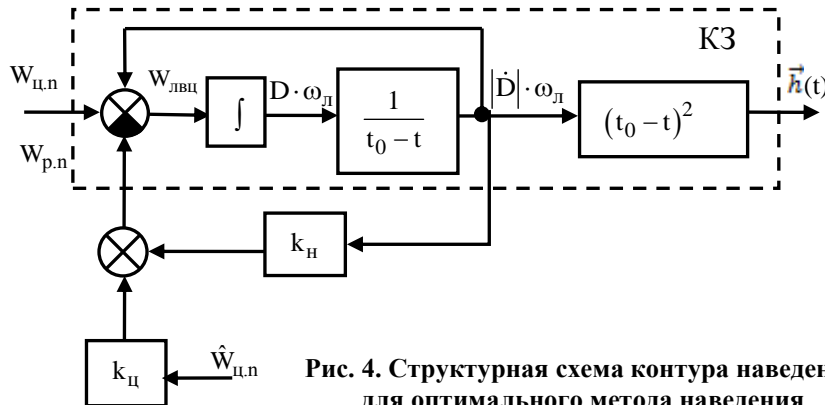


Рис. 4. Структурная схема контура наведения для оптимального метода наведения

современных ЗУР в качестве параметра рассогласования используется величина  $\dot{D} \cdot \omega_{л}$ . Рассмотрены предложения по совершенствованию классификации систем управления зенитными

ракетами. Предложено в качестве классификационных признаков рассматривать место расположения устройства управления, функции и место расположения источников информации.

### Литература

1. Проектирование систем наведения // Под ред. Е.А.Федосова М., «Машиностроение», 1975, – 296с.  
 2. Проектирование зенитных управляемых ракет //Под ред. И.С. Голубева, В.Г. Светлова. - М.: изд. МАИ, 1999. – 728с.  
 3. Радиоэлектронные системы самонаведения /М. В. Максимов, Г. И. Горгонов.- М. Радио и связь 1982, -304 с.  
 4. Скорик А.Б. Анализ особенностей построение современных систем самонаведения ЗУР и ракет воздух-воздух с радиокоррекцией / А.Б. Скорик, Н.Т. Грицына, Д.Ю. Кириченко, В.И. Снаговский // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України – Х.: ХУПС, –

2012.- Вип 3(9).- С.65 – 68.  
 5. Скорик А.Б. Классификация современных и перспективных систем управления зенитными ракетами и ракетами воздух-воздух / А.Б.Скорик, О.Ф.Галицкий, В.В.Воронин, М.И.Целик // Системи обробки інформації. – Х.: Харківський університет Повітряних Сил. – 2012. – Вип.7(105). – С. 150 – 154.  
 6. Скорик А.Б. Актуальні питання викладання методів наведення ЗКР під час підготовки офіцерів ЗРВ / А.Б.Скорик, А.С.Кирилюк, О.Ф.Галицький // Навчально-виховний процес: Методика, досвід, проблеми. Науково-методичний збірник - Х.: ХУПС, - 2008. – Вип.3-4 (109-110) С.34-41.

У статті розглянуті питання побудови спрощеної математичної моделі контуру наведення сучасних зенітних керованих ракет. Наводиться приклад побудови структурної схеми контуру наведення, що реалізує «класичне» пропорційне керування по кутовий швидкості лінії дальності. Досліджується модель кінематичного ланки, яка використовується в структурній схемі контуру наведення, що реалізує модифікований метод пропорційного зближення. Розглянуто пропозиції щодо вдосконалення класифікації систем управління зенітними ракетами.

*Ключові слова:* контур наведення, модель кінематичної ланки, пропорційний метод наведення, класифікація систем управління зенітними ракетами.

The article deals the questions of the construction of a simplified mathematical model contour guidance modern anti-aircraft guided missiles. The example of the construction of structural scheme contour implementing guidance "classical" proportional control of the angular speed of the line range. Investigate the model of a kinematic link used in structural scheme contour guidance that implements the modified method of proportional approach. Discuss proposals for improving the classification of systems of anti-aircraft missiles.

*Key words:* contour guidance, the kinematic model of link, guidance proportional method, the classification system of anti-aircraft missiles.