

УДК 623.4.011

*Алексей Алексеевич Зверев  
Олег Феликсович Галицкий  
Павел Викторович Опенько  
Анатолий Борисович Скорик*

## СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННЫМИ ЗЕНИТНЫМИ РАКЕТАМИ. ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ АВТОПИЛОТА ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ

### Постановка проблемы и анализ литературы

Одной из актуальных задач, стоящих перед высшей военной школой, является повышения уровня научности в обучении. Создание компьютерных обучающих программ, математических моделей построения современных систем вооружения позволяет значительно повысить уровень преподавания военно-технических и военно-специальных дисциплин.

Достаточно длительное время при рассмотрении вопросов построения систем стабилизации зенитных управляемых ракет (ЗУР) преподаватели использовали обобщенную структуру системы стабилизации, показанную на рис.1, где РГ – рулевой тракт; ОС по ДГ – обратная связь по цепи демпфирующего гироскопа; ОС по ДЛУ – обратная связь по цепи датчика линейных ускорений [1].

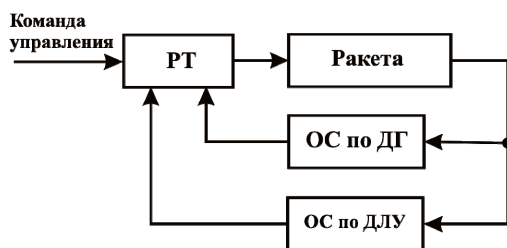


Рис. 1. Структурная схема системы стабилизации ракеты

Недостатком такого подхода является то, что такие обобщенные модели не позволяют рассматривать особенности построения каналов управления автопилотов, необходимость и способы достижения определенных компромиссов между системой наведения и системой стабилизации. Весьма часто требования к системам стабилизации и системам наведения ракеты являются противоречивыми. Так, например, для уменьшения влияния шумов контура стабилизации все каналы ракеты должны быть узкополосными. Однако в этом случае возрастают динамические ошибки

самонаведения и эффективность боевого применения ракеты значительно снижается. Если к этому добавить, что для уменьшения взаимного влияния каналов тангажа, рыскания и крена следует увеличивать полосу пропускания канала крена, то становится ясно, что построение систем автопилота возможно только на основе определенных компромиссных решений [2].

При изложении вопросов построения контура управления современных ЗУР, преподаватели сталкиваются с невозможностью наглядно продемонстрировать имеющиеся противоречия в требованиях к системам стабилизации и системам наведения ракеты. Используемые в учебном процессе модели описывают, как правило, ракету в виде материальной точки и имеют крайне низкую степень визуализации процессов, происходящих в контуре управления ракеты. Построение более адекватных математических моделей наталкивается на значительные трудности. В отечественной литературе практически отсутствуют примеры построения математических моделей автопилотов современных ЗУР.

Таким образом, разработка математической модели автопилота ЗУР малой дальности, как составной части контура управления ЗУР, является актуальной научно-технической проблемой.

Вопросы по общей теории построения систем стабилизации и автопилотов ЗУР представлены в работах [1 – 4].

### Формулирование цели статьи

Цель статьи – рассмотрение особенностей построения и функционирования автопилота ЗУР малой дальности; анализ задачи построения математической модели автопилота ЗУР малой дальности (МД).

### Изложение основного материала

В составе системы управления ракетой выделяют систему наведения (СН) и систему стабилизации. Систему наведения выполняет функции получения и обработки информации,

результатом функционирования СН является закон управления. Система стабилизации решает задачу реализации закона управления, выработанного системой наведения [3].

Команды управления ракетой необходимо преобразовать в угол поворота руля. Эту задачу выполняет рулевой привод ракеты. Рулевой привод с элементами корректирующих связей объединяется в устройство, называемое автопилотом, а автопилот с ракетой образует систему стабилизации.

Автопилот ЗУР МД предназначен для автоматического управления полетом ракеты в соответствии с командами, поступающими с радиолокационной головки самонаведения (РГС) и радиовзрывателя, а также сигналами, вырабатываемыми АП с помощью чувствительных элементов.

В АП в качестве чувствительных элементов используются датчики угловых скоростей (ДУС), датчики линейных ускорений (ДЛУ) и гироскоп свободный (ГСИ).

Схема ориентации чувствительных элементов автопилота представлена на рис. 2.

На рис. 3 приведена структурная схема модели автопилота ЗУР МД.

В соответствии с современным подходом к построению систем управления ЗУР, управление ракетой должно осуществляться до точки встречи ракеты с целью, обеспечивая минимальные ошибки наведения и создавая оптимальные условия для функционирования боевого снаряжения ЗУР. Это предопределило в ЗУР МД совместное использование информации ГСН и радиовзрывателя для формирования команд наведения ЗУР.

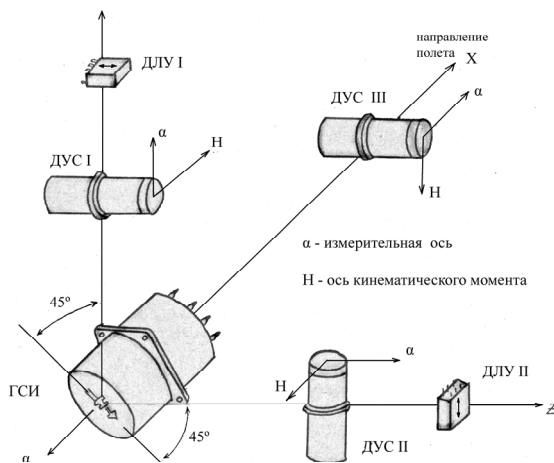


Рис. 2. Схема ориентации чувствительных элементов автопилота

Особенности построения ЗУР МД предопределили, что окончательное формирование команд наведения ракеты осуществляется в автопилоте. И здесь необходимо сделать следующее замечание. Фактически, исходя только из особенностей технической реализации, в автопилоте ЗУР МД был встроен преобразователь команды, в котором и осуществляется

формирование команд  $\lambda_a^{огр}$ ,  $\lambda_H^{огр}$  наведения ракеты. Согласно же положений современной теории построения систем управления ЗУР функции преобразователя команд относятся к функциям системы наведения.

В ЗУР малой дальности формирование команд наведения ракеты в плоскостях курса и тангажа  $\lambda_a, \lambda_i$  осуществляется в РГС по модифицированному закону пропорционального сближения [4]

$$\lambda_a = \left[ \frac{K_i \dot{D} \hat{\omega}_a}{g \cdot \cos \varphi_a} + K_x \varphi_a n_{x1} + \Delta n_g \right] \dot{O}_\delta \cdot (1)$$

$$\lambda_i = \left[ \frac{K_i \dot{D} \hat{\omega}_i}{g \cdot \cos \varphi_i} + K_x \varphi_i n_{x1} + \Delta n_g \right] \dot{O}_\delta \cdot (2)$$

где  $\dot{D}$  скорость сближения ракеты и цели,  $\omega_a, \omega_i$  – угловые скорости вращения ЛВЦ в антенной системе координат;  $n_{x1}$  – продольное ускорение ракеты;  $K_x$  – коэффициент компенсации продольного ускорения ракеты;  $g$  – ускорение свободного падения;  $\varphi_a, \varphi_i$  – значение углов пеленга антенны в плоскостях азимута и наклона,  $\Delta n_g$  – команда компенсации веса ракеты,  $\dot{O}_\delta$  – передаточная функция корректирующего фильтра.

При моделировании системы управления ракеты, команды наведения ракеты в плоскостях курса и тангажа  $\lambda_a, \lambda_i$ , как и в реальной ЗУР, с модели РГС поступают в модель блока управления автопилота на преобразователь команд. Главная задача преобразователя команд осуществление ограничения команд управления ракетой.

В теории, ограничение осесимметричных ракет осуществляется “по кругу” с использованием следующих выражений

$$\lambda_a^{огр} = \lambda_a \frac{\lambda_{огр}}{\sqrt{(\lambda_a)^2 + (\lambda_H)^2}}, (3)$$

$$\lambda_H^{огр} = \lambda_H \frac{\lambda_{огр}}{\sqrt{(\lambda_a)^2 + (\lambda_H)^2}}, (4)$$

где  $\lambda_{огр}$  – функция ограничения команд управления аэродинамическими рулями.

Для упрощения вычислений в преобразователе команд вместо ограничения “по кругу” применяется ограничение “по восьмиграннику” (рис.4).

При наведении ракеты на цель, летящую на малой высоте, в радиовзрывателе ЗУР, работающем в режиме высотомера, вырабатывается сигнал смещение промаха  $U_{сп}$ . Данный сигнал подается в преобразователь команд автопилота для смещение вверх трубки промаха. Результирующий сигнал на выходе модели преобразователя команд может быть записан в следующем виде:

$$\lambda_a^{орп} = [[(\lambda_a + \lambda_H) \cdot 0,707 + U_{СП}] \cdot K_{орп8} + [(\lambda_a - \lambda_H) \cdot 0,707] \cdot K_{орп10}] \cdot 0,707 \cdot K_{орп9} \quad (5)$$

$$\lambda_H^{орп} = [[(\lambda_a + \lambda_H) \cdot 0,707 + U_{СП}] \cdot K_{орп8} - [(\lambda_a - \lambda_H) \cdot 0,707] \cdot K_{орп10}] \cdot 0,707 \cdot K_{орп11} \quad (6)$$

где  $K_{орп8-11}$  – передаточные функции устройств ограничения.

С выхода модели преобразователя команд сигналы управления поступают на каналы управления и стабилизации по курсу и тангажу (рис. 2).

Следует отметить, что в автопилоте ЗУР МД реализовано декартово управление, при котором

управление ракеты осуществляется по курсу и тангажу, а по крену ракета стабилизируется.

Для стабилизации ракеты по крену необходимо измерить угол крена, сравнить его с заданным и пропорционально ошибке стабилизации сформировать команду управления на отклонение рулей ракеты. В режиме стабилизации рули ракеты выполняют роль элеронов. Создаваемый элеронами момент является искусственным стабилизирующим моментом. В системах самонаведения ракета по крену относительно осей измерительного устройства Измерителем крена ракеты является свободный гироскоп. Ось чувствительности гироскопа “запоминает” плоскость старта ракеты и в дальнейшем остается неподвижной.

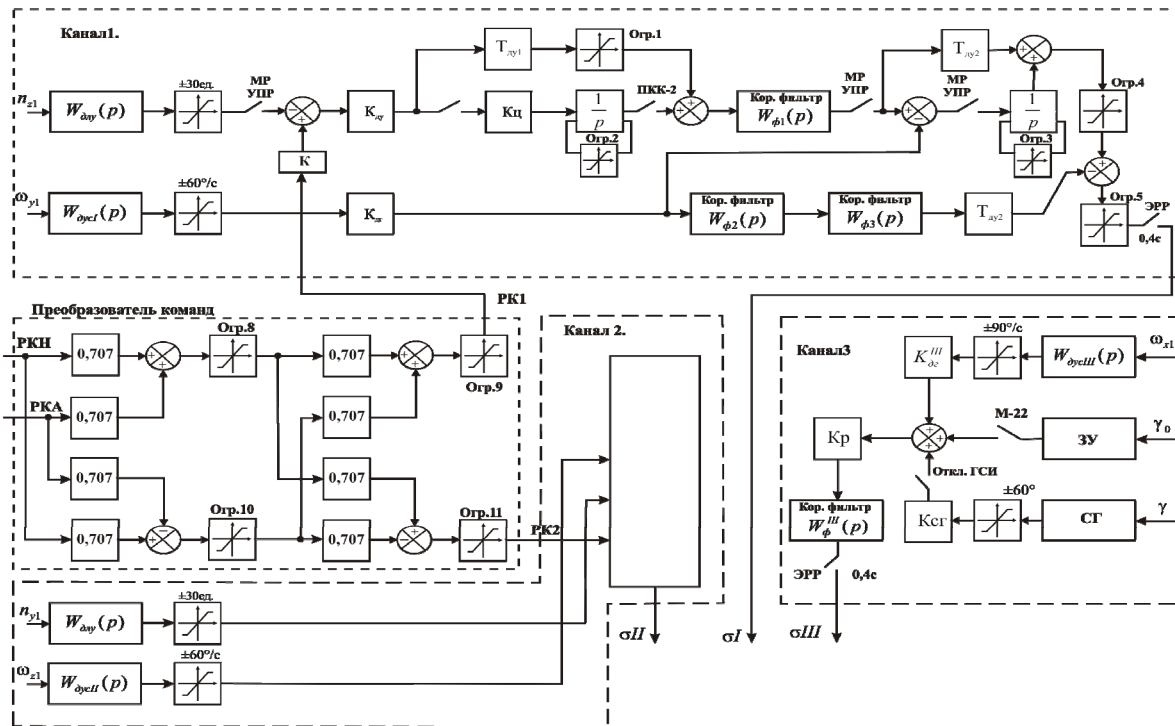


Рис. 3. Структурная схема модели автопилота ЗУР МД

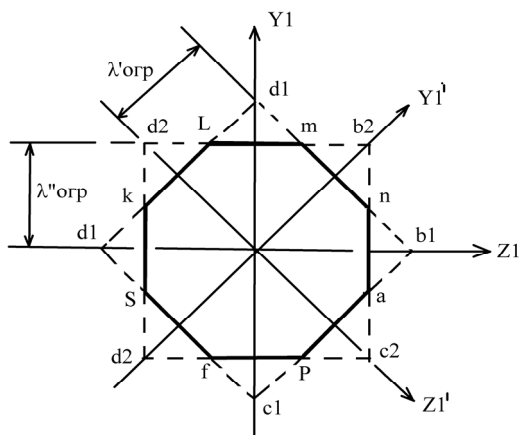


Рис. 4. Ограничение команд по восьмиграннику

Такое построение автопилота предполагает наличие в каналах тангажа и курса в качестве

чувствительных элементов ДУС и ДЛУ, а в канале крена – ДУС и ГСИ.

В автопилоте ЗУР МД используются гироскопические датчики угловой скорости, принцип действия которых основан на свойстве гироскопа с двумя степенями свободы совмещать вектор кинематического момента гироскопа с вектором угловой скорости объекта, на котором данный гироскоп установлен.

Микроминиатюрные датчики линейных ускорений (ДЛУММ) предназначены для измерения линейных ускорений, действующих по их измерительным осям. Принцип действия ДЛУММ основан на свойстве физического маятника устанавливаться по направлению результирующих сил, действующих на него в направлении измерительной оси.

При моделировании датчиков ДУС и ДЛУММ каналы курса и тангажа используются следующие передаточные функции

$$W_{dus} = \frac{1}{T_{dus}^2 p^2 + 2\xi_{dus} T_{dus} p + 1}, \quad (7)$$

$$W_{dlu} = \frac{1}{T_{dlu}^2 p^2 + 2\xi_{dlu} T_{dlu} p + 1}, \quad (8)$$

где  $T_{dus} = (0,004-0,0033)$  с;  $\xi_{dus} = 0,15-0,32$ ;  $T_{dlu} = 0,004$ с;  $\xi_{dlu} = 0,6$ .

Используемый в канале стабилизации по крену ГСИ предназначен для измерения угла отклонения ракеты по крену. Принцип действия ГСИ основан на свойстве свободного гироскопа сохранять неизменным положение оси вращения ротора в пространстве. ГСИ представляет собой свободный гироскоп с индукционным датчиком угла и электромеханическим арретиром. ДУС канала стабилизации по крену аналогичен по своему построению датчикам канала курса и тангажа.

При моделировании датчиков канала стабилизации по крену используются передаточные функции.

$$W_{dus} = \frac{1}{T_{dus}^2 p^2 + 2\xi_{dus} T_{dus} p + 1}, \quad (9)$$

$$W_{cr}(p) = 1, \quad (10)$$

где  $T_{dus} = (0,00265-0,00318)$  с;

$$\xi_{dus} = 0,12-0,27.$$

Для коррекции динамических характеристик в каналах тангажа и курса введены корректирующие

### Литература

**1. Автопилоты** зенитных управляемых ракет. Основы устройства, эксплуатации и проектирования / Под ред. М.А. Иващенко. Учебник. – К.: КВАИУ, 1970. – 508с.  
**2. Ю.И. Топчеев.** Системы стабилизации. / Топчеев Ю.И., Потемкин В.Г., Иваненко В.Г. – М.: “Машиностроение”, 1974. – 248 с.  
**3. Галицкий О.Ф.** Классификация современных и перспективных систем управления зенитными ракетами и ракетами воздух-воздух / А.Б. Скорик, О.Ф. Галицкий, В.В. Воронин,

звенья передаточные функции которых имеют следующий вид

$$W_{\phi 1}(p) = \frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1}, \quad (11)$$

$$W_{\phi 2}(p) = \frac{T_3 p + 1}{T_4 p + 1}, \quad (12)$$

$$W_{\phi 3}(p) = \frac{T_5^2 p^2 + 2\xi_5 T_5 p + 1}{T_6^2 p^2 + 2\xi_6 T_6 p + 1}, \quad (13)$$

где  $T_1 = 0,02$ с;  $T_2 = 0,08$ с;  $T_3 = 0,008$ с;

$T_4 = 0,001$ с;  $T_5 = 0,00415$ с;  $T_6 = 0,0036$ с;  $\xi_5 = 0,1$ с.  $\xi_6 = 0,5$ с.

В канале крена передаточная функция корректирующего фильтра имеет вид:

$$W_{\phi}^{III}(p) = \frac{(T_1 p + 1)(T_3 p + 1)}{(T_2 p + 1)(T_4 p + 1)}, \quad (14)$$

где  $T_1 = 0,07$ с;  $T_2 = 0,1$ с;  $T_3 = 0,003$ с;  $T_4 = 0,0003$ с.

Рассмотренная математическая модель автопилота входит в состав интегрированной модели контура наведения ЗУР МД разработанной на кафедре вооружения ЗРВ ХУПС.

### Выводы

В статье проанализированы особенности формирования команд наведения ЗУР малой дальности. Рассмотрена математическая модель построения автопилота ЗУР МД.

М.И. Целик // Системи обробки інформації. – Х.: ХУПС. – 2012. – Вип.7(105). – С. 150 – 154.  
**4. Скорик А.Б.** Анализ особенностей построения 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.

У статті на прикладі математичної моделі автопілоту ЗКР малої дальності аналізуються особливості побудови систем стабілізації сучасних ЗКР МД. Розглядаються основні математичні співвідношення та алгоритми вироблення команд управління ракетою.

*Ключові слова:* система управління ракети, система стабілізації, модифікований метод пропорційного зближення, автопілот ЗКР МД.

In this articles on the example of a mathematical model of short-range missiles autopilot analyzes the features of modern building systems stabilize SAM SR. The basic mathematical relationships and algorithms generate commands rocket.

*Key words:* system of missile control, stability, modified proportional approach, autopilot SAM SR.