

DOI: https://doi.org/10.30898/1684-1719.2025.4.2 УДК: 623.465

# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ РАДИОСИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОГО ОБЪЕКТА

В.В. Шкарупина, А.В. Быков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Филиал «Взлет», 416501, Астраханская обл., г. Ахтубинск, ул. Добролюбова, д. 5

Статья поступила в редакцию 20 августа 2024 г.

Аннотация. В ходе работы проводилось составление и исследование свойств математической модели контура управления для радиосистемы самонаведения управляемого объекта в среде MATLAB+ SIMULINK. Результаты эксперимента позволяют сделать выводы о надежности и эффективности исследуемой радиосистемы самонаведения управляемых объектов.

Ключевые слова: контур управления, управляемый объект, система самонаведения, математическая модель.

Автор для переписки: Шкарупина Вероника Валерьевна, shkarupina555@mail.ru

### Введение

С развитием технологий и увеличением требований к эффективности и точности управления современными системами, моделирование контуров управления становится важным аспектом в проектировании радиоэлектронных устройств. Одной из наиболее актуальных задач в данной области является проектирование радиосистем самонаведения, которые используются в различных областях.

Системы самонаведения применяются для вывода управляемого объекта в заданную точку пространства в соответствии с целевой задачей, возложенной на данный управляемый объект. Моделирование контура управления позволяет не только исследовать динамику системы и предсказывать ее поведение, но и оптимизировать параметры управления для достижения заданных характеристик.

Целью данной работы является составление математической модели контура управления для радиосистемы самонаведения управляемого объекта, а также исследование его свойств в среде MATLAB+ SIMULINK.

Simulink – это инструмент для имитирования и анализа динамических систем, в виде графов при помощи блок-схем из различных библиотек.

Преимущества Simulink:

• Интерактивная графическая среда для построения блок-диаграмм;

• Удобные средства построение многоуровневых иерархических многокомпонентных моделей;

• Возможность интеграции с другими языками программирования, такими как C/C++ и Java;

• Полная интеграция с Matlab.

2

### 1. Математическая модель контура управления

Структурная схема линеаризованной системы самонаведения представлена на рисунке 1 [2]. Обозначения данном на рисунке: КЗ – кинематическое звено, ИЗ – измерительное звено, ЗВК – звено выработки команд, УО-АП – звено управляемый объект-автопилот,  $\gamma_{yo}$  – угол вектора скорости управляемого объекта (УО),  $\gamma_{\mu}$  – угол вектора скорости цели,  $\dot{\eta}$  – угловая скорость ЛИНИИ визирования, измеренная аппаратурой управляемого объекта, J – сигнал рассогласования,  $U_{\kappa}^{*}$  – напряжение команды управления.



Рис. 1. Структурная схема линеаризованной системы самонаведения.

Модель кинематического звена составляется, исходя из геометрических соотношений при самонаведении, иллюстрируемых рисунком 2 [1].



Рис. 2. Геометрические соотношения при самонаведении.

Обозначения на рисунке 2:  $V_{yO}, V_{\mu}$  – векторы скорости УО и цели;  $\eta$  – угол линии визирования.

Угол линии визирования  $\eta$  в методе пропорционального наведения формируется между направлением вектора скорости УО  $V_{yo}$  и линией от управляемого объекта до цели.

Модель кинематического звена составлена на основе дифференциальных уравнений

$$\dot{r} = -V_{\rm yo} \cdot \cos(\eta - \gamma_{\rm yo}) + V_{\rm u} \cdot \cos(\eta - \gamma_{\rm u}), \qquad (1)$$

$$\dot{\eta} = \frac{V_{y_0} \cdot \sin(\eta - \gamma_{y_0}) - V_{u} \cdot \sin(\eta - \gamma_{u})}{r}.$$
(2)

Метод пропорционального наведения используется при наведении управляемого объекта на маневрирующие и быстродвижущиеся цели. Суть метода заключается в том, что во время движения УО устанавливается оптимальное значение трансверсального ускорения УО. Закон управления формируется через угловую скорость линии визирования и выражается формулой

$$J_{\rm Tp \, ont} = N_0 V_{\rm c6} \omega_{\rm BH3}^* + 1.5 J_{\rm ut}^*, \tag{3}$$

где  $\omega_{_{\text{виз}}}^* = \dot{\eta}$  – измеренная аппаратурой УО угловая скорость линии визирования;

N<sub>0</sub> – навигационная константа;

 $J_{_{\rm IIT}}^*$  – измеренное трансверсальное ускорение цели;

 $V_{\rm c6} = -\dot{r}$  – скорость сближения УО с целью.

С целью упрощения аппаратуры УО применяется метод упрощенного пропорционального наведения, который не учитывает ускорение цели

$$J_{\rm TP \, offt} = N_0 |\dot{r}| \dot{\eta} \,. \tag{4}$$

Выбор навигационной константы определяется располагаемой перегрузкой УО. Относительная перегрузка определяется по формуле

$$\bar{n} = \frac{n_p}{n_{\rm u}} = \frac{N_0}{N_0 - 2}.$$
(5)

При значении навигационной константы  $N_0$ , равном 1, метод наведения преобразуется в метод погони. При  $N_0$ , равном 2, контур управления неустойчив. Значение навигационной константы  $N_0$ , равное 3, является минимальным для метода пропорционального наведения. В этом случае  $\bar{n} \leq 3$ . При  $N_0 \rightarrow \infty$ ,  $\bar{n} \rightarrow 1$ , т.е. перегрузка УО не превосходит перегрузки цели. В данном случае реализуется метод параллельного сближения, когда выполняется условие  $\dot{\eta} = 0$ .

Достоинством метода пропорциональной навигации является обеспечение малой перегрузки УО на протяжении всей траектории. Так, при прямолинейном движении цели при любом ракурсе пуска УО движется также по прямой линии без перегрузки. Поскольку располагаемая перегрузка УО значительно выше располагаемой перегрузки цели, метод пропорциональной навигации обеспечивает максимальную точность наведения. Однако реализация метода связана со значительными техническими трудностями, связанными с сопровождением цели по угловой скорости.

Для реализации метода используется специальный силовой следящий гиропривод на основе управляемого позиционного гироскопа. Гироскоп выполняет функции одновременно следящего и стабилизирующего устройств. Основное свойство позиционного гироскопа заключается в способности сохранять неизменным направление вращающегося ротора, ось которого является основной осью *ох* гироскопа, при колебаниях корпуса УО. В управляемом позиционном гироскопе имеется возможность создавать моменты  $M_y$ ,  $M_z$  на осях *y*, *z* гироскопа, перпендикулярных его основной оси. Под действием этих моментов основная ось безынерционно поворачивается так, чтобы по кратчайшему пути совместить вектор кинетического момента  $M_z$  ось гироскопа вращается вокруг оси *oy*, а при действии момента  $M_y$  – вокруг оси *oz*.

5



Рис. 3. Прецессия гироскопа.

Данное явление называют прецессией. Проекции вектора угловой скорости разворота оси x<sub>г</sub> на плоскости, соответствующие контурам управления по тангажу и по курсу, являются пропорциональными создаваемым моментам. результате совмещения подвижного элемента пеленгатора с ротором В гироскопа и использования его выходного сигнала для создания управляющих моментов  $M_y$  и  $M_z$  в каждом контуре управления по курсу и тангажу получается следящая система с интегратором в цепи обратной связи, соответствующая рисунку 4. Когда ось подвижного элемента пеленгатора (ось гироскопа  $x_r$ ) отклоняется от направления на цель на угол  $\Delta \varepsilon$ , пеленгатор формирует сигнал рассогласования  $k_{\text{пен}}\Delta\varepsilon$ . Затем этот сигнал передается на моментный электродвигатель, который имеет коэффициентом передачи  $k_{\rm IB}$ . Ось  $x_{\rm r}$  и элемент пеленгатора вращаются в направлении подвижный цели под воздействием момента *M*, создаваемого электродвигателем. Угловая скорость этого вращения рассчитывается по формуле

$$\dot{\varphi}_{a} = \frac{M}{H_{\Gamma}},$$

где  $H_{\Gamma}$  – кинетический момент гироскопа, определяемый по формуле

$$H_{\Gamma} = \frac{J_x \omega^2}{2},\tag{6}$$

где  $J_x$  – момент инерции вращающегося тела гироскопа относительно оси *ох;*  $\omega$  – круговая частота вращения.



Рис. 4. Функциональная схема угломерного устройства ГСН с силовым следящим гироприводом.

Основной особенностью пеленгатора в данном случае является его безынерционность, что позволяет сам пеленгатор описать коэффициентом передачи  $K_{\text{пел}}$ .

Передаточная функция устройства на рисунке 4 будет определяться выражением

$$W(p) = \frac{K_{\text{пел}}}{1 + \frac{K_{\text{пел}}K_{\text{дв}}}{H_{\Gamma}p}} = \frac{K_{\omega}p}{1 + T_{\omega}p}.$$
(7)

Напряжение команды вычисляется по формуле

$$U_{\kappa} = \frac{k_{\omega}\dot{\eta}}{1 + T_{\omega}p},\tag{8}$$

где  $k_{\omega} = \frac{H_{\Gamma}}{k_{_{\mathrm{ДB}}}}; \ T_{\omega} = \frac{k_{\omega}}{k_{_{\mathrm{Пел}}}}.$ 

В установившемся режиме при постоянной угловой скорости  $\dot{\eta}$  вращения линии визирования из (8) следует  $U_{_{\rm K}} = k_{_{\!\varpi}} \dot{\eta} = k_{_{\!\varpi}} \omega_{_{\!{\rm BH}}}.$ 

В этом случае схема угломерного устройства будет выглядеть в соответствии с рисунком 3. Передаточная функция данного угломерного устройства будет определяться выражением

$$W(p) = \frac{p}{T_{\omega}p + 1}.$$
(9)



Рис. 5. Эквивалентная схема угломерного устройства ГСН с силовым следящим гироприводом.

На выходе устройства будет формироваться измеренное значение угловой скорости линии визирования.

Измерение скорости сближения осуществляется доплеровским измерителем скорости. Современные методы позволяют измерять скорость с большой точностью, что позволяет использовать значение  $\dot{r}$ , непосредственно выработанное кинематическим звеном.

Реальное трансверсальное ускорение измеряется с помощью датчиков линейных ускорений, которые совмещены с осью антенны. Трансверсальное ускорение в данной модели будет вычислено с помощью преобразования нормального ускорения в систему координат антенны. Нормальное скоростное ускорение выражается формулой

$$J_{\rm H} = \dot{\gamma} V_{\rm yo}. \tag{10}$$

Поскольку угол скольжения  $\alpha = \tau \dot{\gamma}$ , то нормальное скоростное ускорение будет иметь вид

$$J_{\rm H} = \frac{\alpha V_{\rm yo}}{\tau},\tag{11}$$

где  $\tau$  – постоянная времени УО.

Трансверсальное ускорение с использованием системы пересчета координат будет иметь вид

$$J_{\rm TP} = J_{\rm H} \cos(\varphi_{\rm a} - \gamma). \tag{12}$$

Отклонение реального трансверсального ускорения от оптимального служит в данной системе основным информационным признаком. Тогда управляющая команда в звене выработки команд (ЗВК) формируется в соответствии с формулой

$$U_{\rm k} = K_{\rm 3BK} \left( J_{\rm Tp \ OIT} - J_{\rm Tp} \right). \tag{13}$$

Модель управляемого объекта (крестокрылого летательного аппарата) представляется последовательным соединением колебательного и интегрирующего звеньев.

Входной переменной является угол отклонения рулей  $\delta$ , выходной азимутальный угол направления на УО  $\gamma$ . С целью придания системе требуемых динамических свойств, она охватывается гибкой обратной связью через скоростной гироскоп с коэффициентом передачи  $K_c$  (рисунок 6) [2].



Рис. 6. Структурная схема крестокрылого ЛА.

Обозначения на рисунке 6:  $\delta_p$  – статический коэффициент передачи колебательного звена;  $a_{\delta}$  – статический коэффициент передачи колебательного звена;  $M_B$  – возмущающий момент, вызванный турбулентностью атмосферы (носит стахостический характер);  $I_y$  – момент инерции УО относительно оси оу связанной системы координат; d – коэффициент затухания, который может лежать в пределах d = 0,1...0,9 в зависимости от конструктивных характеристик УО, скорости и высоты полета;  $\omega_0$  – частота собственных колебаний;  $\beta$  – угол скольжения;  $\tau$  – постоянная времени УО;  $\gamma$  – угол вектора скорости.

Летательный аппарат управляется при помощи автопилота, который поддерживает заданную траекторию. Автопилот состоит из каналов управления

курсом, тангажом и креном. В случае крестокрылых ЛА каналы управления курсом и тангажом имеют схожую функцию и могут функционировать независимо друг от друга.

Схема курсового канала автопилота включает в себя силовой привод (СП), разностное звено и датчики, которые отслеживают положение летательного аппарата (рисунок 5.7) [2].



Рис. 7. Упрощенная схема автопилота.

Управляющий сигнал  $u_y$  формируется при помощи суммирования командного сигнала  $u_{\kappa}$  и стабилизирующего сигнала  $u_{cr}$ . Угол отклонения рулей *б*является результатом работы системы.

Автопилот стабилизирует ЛА и подавляет внешние воздействия, а также поддерживает заданную траекторию движения.

Силовой привод, представляющий собой электродвигатель и редуктор, отклоняет рули УО пропорционально управляющему напряжению  $u_y$ . Датчик, установленный на оси руля, преобразует угол отклонения в напряжение, которое противоположно по знаку управляющему напряжению. Положение руля устанавливается под углом  $\delta$  благодаря отрицательной обратной связи.

Рули имеют предел отклонения, поэтому силовой привод обладает особенностью нелинейность типа «ограничение». Электродвигатель с редуктором рассматривается как безынерционное звеном с передаточным коэффициентом *К*<sub>сп</sub>.

10

Датчики являются автономными чувствительными элементами, предназначенными для выработки стабилизирующих сигналов. При отсутствии управляющего напряжения УО должен двигаться прямолинейно и демпфировать атмосферные возмущения.

Наиболее характерный пример датчика – гироскоп. Принцип его работы основан на инерции вращающегося тела (ротора). Гироскоп сохраняет положение оси вращения в пространстве. При поворотах платформы, связанной с корпусом УО, с помощью преобразователей угол-напряжение вырабатываются управляющие напряжения, пропорциональные углам отклонения платформы. Следящая система автопилота поддерживает углы отклонения на заданном уровне.

Гироскоп, у которого выходной сигнал пропорционален угловой скорости поворота продольной оси, называется *скоростным* ( $K_{\dot{a}}p$ ).



Рис. 8. Структурная схема звена автопилот-УО.

### 2. Моделирование контура управления

Моделирование контура управления проводилось в среде MATLAB+ SIMULINK.

Модель контура управления представлена на рисунке 9.

Блоки Transfer Fcn1, Transfer Fcn2, Gain10, Derivative1 и Saturation составляют модель звена УО-АП.

Измерительное звено состоит из блоков Gain2, Gain6, Gain7, Integrator0, Integrator2, Product4, Product6 и двух сумматоров.

Блок Gain3 и сумматор составляют звено выработки команд.

Трансверсальное ускорение формируется при помощи блоков Gain9, Trigonometric Function2, Product5.

Кинематическое звено включает блоки Trigonometric Function 0...3, Product0...3, Product8, Integrator1, Integrator3 и четыре сумматора. Начальное значение дальности устанавливается как начальное значения параметра Initial Condition в интеграторе Integrator1.

Курсовой угол цели вырабатывается с помощью блоков Product8, Integrator3 и Gain1 на основе формулы

$$\gamma_{\mathrm{II}} = \int_{0}^{t} \frac{n_{\mathrm{II}}g}{V_{\mathrm{II}}} dt + \gamma_{0}.$$

Начальное значение угла ракурса пуска УО  $\gamma_{yo}$  задается как начальное значение интегратора Integrator1.

Блоки констант Constant0, Constant1, Constant2 определяют скорость УО, скорость цели и перегрузку цели соответственно.



Рис. 9. Схема моделирования контура наведения.

### 3. Исследование процесса наведения

Задача эксперимента – выявить устойчивость контура наведения при различных ракурсах пуска и различных значениях навигационной константы. Меняя ракурс пуска ракеты ( $\gamma_0 = 0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $120^\circ$ ,  $150^\circ$ ,  $180^\circ$ ) и изменяя навигационную константу ( $N_0 = 1, 3, 5,7$ ), контролируется значение перегрузки УО и ракурса пеленгатора. По тактико- техническим характеристикам величина перегрузки УО n не должна превышать 20 единиц, а величина ракурса пеленгатора  $\Delta \varepsilon$  должна быть в пределах  $-60^\circ...+60^\circ$ 

Результаты эксперимента сведены в таблицы 1 и 2 и представлены на рисунке 10.

$N_0$	ү₀, град									
	0	30	60	90	120	150	180			
1	14	14	12	16	13	13	17			
3	9	20	20	15	19	15	17			
5	5	20	20	20	20	20	17			
7	4.2	20	20	20	20	20	17			

Таблица 1. Контроль перегрузки УО.

#### ЖУРНАЛ РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ, eISSN 1684-1719, №4, 2025

No	ү₀, град								
	0	30	60	90	120	150	180		
1	10°	30°	27°	30°	37°	40°	57°		
3	23°	60°	60°	40°	45°	42°	55°		
5	18°	60°	60°	60°	56°	58°	60°		
7	18°	60°	60°	60°	58°	59°	60°		

Таблица 2. Контроль ракурса пеленгатора УО.



Рис. 10. Зависимость максимального угла поворота пеленгатора от навигационной константы при различных ракурсах пуска ракеты.

Результаты эксперимента позволяют сделать вывод, что спроектированная система устойчива при любых ракурсах пуска  $\gamma_0$  и при различных значениях навигационной константы  $N_0$ : перегрузки ракеты в процессе маневра и поражения цели не превышают 20 единиц. При этом и ракурс пеленгатора остаётся в пределах ±60°. Имеется тенденция увеличения максимума угла поворота пеленгатора с увеличением навигационной константы  $N_0$ .

# Заключение

В результате данной работы была составлена модель контура самонаведения управляемого объекта для метода пропорциональной навигации в среде MATLAB+ SIMULINK. Далее был проведён эксперимент с целью изучения свойств данного контура. Полученные результаты свидетельствуют о высокой эффективности и надежности исследуемой системы самонаведения управляемых объектов, что открывает перспективы для ее успешного применения в практических задачах.

# Литература

- 1. Вейцель В.А. Радиосистемы управления / В.А. Вейцель, А.С. Волковский, С.А. Волковский и др. М.: Дрофа, 2005. 416 с.
- Быков А.В. Моделирование радиосистем управления / А.В. Быков, С.В. Нестеров; Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (Националльный исследовательский университет) (МАИ)». Филиал «Взлёт», г. Ахтубинск. Волгоград : Изд-во ВолгГУ, 2013. 247 с.
- Вейцель В.А., Типугин В.Н. Основы радиоуправления. М.: Советское радио, 1973. – 464 с.

# Для цитирования:

Шкарупина В.В., Быков А.В. Моделирование контура управления для радиосистемы самонаведения управляемого объекта // Журнал радиоэлектроники. – 2025. – № 4. https://doi.org/10.30898/1684-1719.2025.4.2