

УДК 15.21.69; 90.03.03; 14.01.77; 15.01.77

© Быков А.В.
Bykov A.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ УГЛА ПОВОРОТА ПЕЛЕНГАТОРА СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ ОТ НАВИГАЦИОННОЙ КОНСТАНТЫ

STUDY THE DEPENDENCE OF THE ANGLE FINDER HOMING SYSTEM OF THE NAVIGATION CONSTANT

Аннотация. Представлены результаты математического моделирования пеленгатора системы самонаведения для различных углов его поворота и различных значений навигационной константы. Установлено, что оптимальным значением навигационной константы является $N_0=3$, а наиболее неблагоприятными условиями при маневре цели с максимальной перегрузкой являются стрельба вдогон и навстречу (потребный угол поворота пеленгатора превышает $\pm 60^\circ$).

Annotation. The results of mathematical modeling finder homing system for different angles of rotation and its various values navigation constant. The optimal value is the navigation constant $N_0 \neq 3$, and the worst possible when maneuvering target with maximum overload is shooting vdogon and meet (need rotation angle finder is more than $\pm 60^\circ$).

Ключевые слова. Система самонаведения, имитационное моделирование, пеленгатор, авиационная радиотехника.

Key words. Self-guidance system, simulation, direction finder, aircraft radios.

В современных условиях математическое моделирование является необходимым и неотъемлемым этапом разработки и испытания новых образцов авиационной техники, в том числе, систем их вооружения [1, 2]. Наиболее мощным и эффективным средством моделирования различных систем является среда Matlab Simulink [3–5], в которой реализована модель контура наведения активной головки самонаведения ракеты дальнего действия «воздух–воздух» для исследования свойства контура наведения при различных внешних условиях.

Математическая модель контура управления

Наиболее распространенным методом наведения ракет «воздух–воздух» с радиосистемами самонаведения является метод пропорционального наведения (навигации), сущность которого состоит в том, что при движении УО задается оптимальное значение его трансверсального ускорения [1, 6–10]. Закон управления вырабатывается через угловую скорость линии визирования

$$J_{\text{пт опт}} = N_0 V_{\text{сб}} \omega_{\text{виз}}^* + 1,5 J_{\text{цп}}^*$$

где N_0 – навигационная константа;

$V_{\text{сб}} = -\dot{r}$ – скорость сближения УО с целью;

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

$J_{\text{цп}}^*$ – измеренное трансверсальное ускорение цели.

Для снижения вычислительной сложности применяется метод упрощенного пропорционального наведения без учета ускорения цели

$$J_{\text{пт опт}} = N_0 |\dot{r}| \dot{\eta}.$$

Достоинством метода пропорциональной навигации является обеспечение малой перегрузки УО на протяжении всей траектории. При использовании метода пропорционального наведения угол η образуется между направлением вектора V_p и направлением ракета – цель. Для метода пропорциональной навигации минимальным является $N_0=3$. С увеличением N_0 траектория УО становится более прямолинейной, уменьшается потребная перегрузка. При $N_0 \rightarrow \infty$ метод пропорционального наведения трансформируется в метод параллельного сближения. При этом возрастает потребный угол поворота пеленгатора. В конструкции ГСН угол поворота пеленгатора ограничен. Разработанная модель (рис. 1) позволяет

Быков Александр Владимирович – кандидат технических наук, заведующий кафедрой «Радиоэлектронные и вычислительные системы» филиала «Взлёт», Московский авиационный институт, тел. +7(903)321-52-96.

Bykov Alexander – candidate of technical science head of the "electronic and computer systems" branch "Rise", Moscow Aviation Institute, tel. +7(903)321-52-96.

исследовать зависимость потребного угла поворота пеленгатора от навигационной константы.

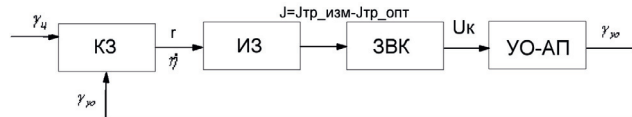


Рис. 1. Структурная схема контура самонаведения:
 КЗ – кинематическое звено; ИЗ – измерительное звено;
 ЗВК – звено выработки команд;
 УО-АП – блок управляемый объект – автопилот.

Фазовые переменные:
 $\gamma_{ц}$ – угол вектора скорости цели; $\gamma_{я}$ – угол вектора скорости УО; $\dot{\eta}$ – измеренная аппаратурой УО угловая скорость линии визирования; ϵ – сигнал рассогласования, $U_{к}^*$ – напряжение команды управления

Моделирование кинематического звена

Модель кинематического звена составлена исходя из геометрических соотношений при самонаведении, иллюстрируется рис.2.

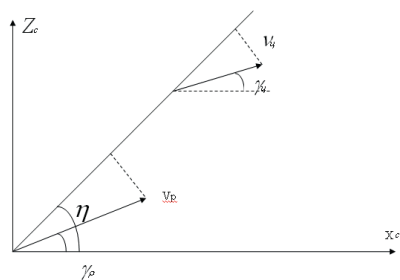


Рис. 2. Геометрические соотношения при самонаведении:
 $V_p, V_{ц}$ – векторы скорости ракеты и цели;
 η – угол линии визирования

Спроектируем скорости V_p и $V_{ц}$ на линию визирования и на направление, нормальное к ней. Тогда модель кинематического звена представляется двумя дифференциальными уравнениями

$$\dot{r} = -V_p \cdot \cos(\eta - \gamma_p) + V_{ц} \cdot \cos(\eta - \gamma_{ц});$$

$$\dot{\eta} = [V_p \cdot \sin(\eta - \gamma_p) - V_{ц} \cdot \sin(\eta - \gamma_{ц})] / r.$$

Соотношения (3), (4) представляют математическую модель кинематического звена.

Для реализации метода используется специальный силовой следящий гирос привод на основе управляемого позиционного гироскопа (см. рис 3)

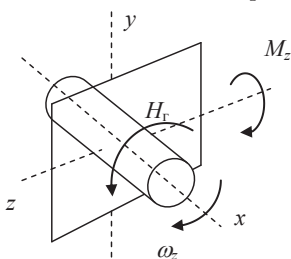


Рис. 3. Прецессия гироскопа

При отклонении оси подвижного элемента пеленгатора (оси гироскопа x_2) от направления цели на угол $\Delta\epsilon$ пеленгатор вырабатывает сигнал рассогласования $k_{пел} \Delta\epsilon\omega$, который подается на моментный электродвигатель с коэффициентом передачи $k_{дв}$. Электродвигатель создает момент M , под действием которого ось x_2 , а вместе с ней и подвижный элемент пеленгатора поворачиваются в сторону цели с угловой скоростью

$$\dot{\varphi}_a = M / H_{Г},$$

где $H_{Г}$ – кинетический момент гироскопа

$$H_{Г} = J_x \omega^2 / 2,$$

J_x – момент инерции вращающегося тела гироскопа относительно оси ox ;

ω – круговая частота вращения.

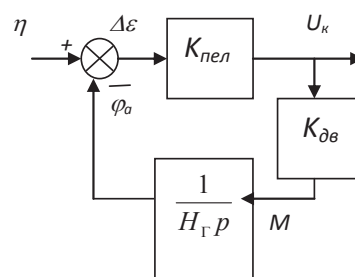


Рис. 4. Функциональная схема угломерного устройства ГСН с силовым следящим гиросприводом

Передаточная функция угломерного устройства будет равна

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

Моделирование звена выработки команд

Оптимальное трансверсальное ускорение в соответствии с (2):

$$J_{pm\ opt} = N_0 |\dot{r}| \dot{\eta}.$$

Реальное трансверсальное ускорение определяется датчиками линейных ускорений, совмещенными с осью антенны. В модели будем искать трансверсальное ускорение путем пересчета нормального ускорения в антенную систему координат. Нормальное скоростное ускорение (т.е. нормальное скорости) определяется из соотношения

$$J_n = \dot{\gamma} V_{yo}.$$

Поскольку угол скольжения $\alpha = \tau \dot{\gamma}$, то

$$J_n = \alpha V_{yo} / \tau,$$

где τ – постоянная времени УО.

Используя систему пересчета координат, получаем

$$J_{mp} = J_n \cos(\varphi_a - \gamma).$$

Информационным признаком в исследуемой системе является рассогласование реального трансверсального ускорения с оптимальным. Тогда управляющая ко-

манда в звене выработки команд (ЗВК) формируется в соответствии с формулой

$$U_k = K_{звк}(J_{пронт} - J_{мп}).$$

Моделирование управляемого объекта

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

Входной переменной является угол отклонения рулей δ , выходной азимутальный угол направления на УО – γ . С целью придания системе требуемых динамических свойств она охватывается гибкой обратной связью через скоростной гироскоп с коэффициентом передачи K_c (рис.5).

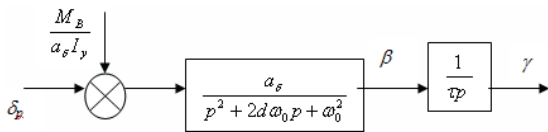


Рис. 5. Структурная схема крестокрылого ЛА: M_B – возмущающий момент вызван турбулентностью атмосферы и носит стохастический характер; α_s – статический коэффициент передачи колебательного звена; I_y – момент инерции УО относительно оси оу связанной системы координат; δ_p – статический коэффициент передачи колебательного звена; d – коэффициент затухания может лежать в пределах $d=0,1...0,9$ в зависимости от конструктивных характеристик УО, скорости и высоты полета; ω_0 – частота собственных колебаний; τ – постоянная времени ракеты; β – угол скольжения, γ – угол вектора скорости

Управление летательным аппаратом осуществляется с помощью автопилота, отклоняющего рули с целью обеспечения заданной траектории.

Рассмотрим курсовой канал автопилота. Он состоит из исполнительного устройства – силового привода (СП), разностного звена и системы чувствительных элементов (датчиков), контролирующих положение ЛА (рис. 5).

Для стабилизации траектории в автопилоте (АП) используются различные датчики. Будем рассматривать модель АП с использованием гибкой обратной связи, т.е. через скоростной гироскоп. Тогда модель системы УО–АП может быть представлена в следующем виде (см. рис. 6.)

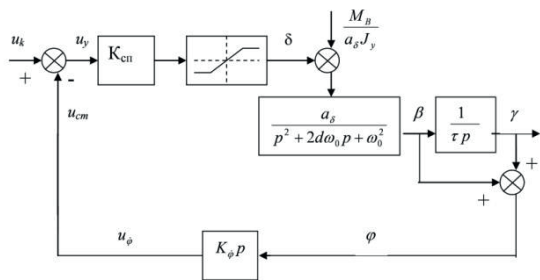


Рис. 6. Структурная схема звена автопилот–УО

Путем суммирования командного u_k и стабилизи-

рующего $u_{ст}$ сигналов образуется управляющий сигнал u_y . Выходом системы является угол отклонения рулей δ .

Силовой привод предназначен для отклонения рулей УО пропорционально управляющему напряжению u_y . На оси руля имеется датчик, преобразующий угол отклонения в напряжение, противоположное по знаку управляющему. За счет отрицательной обратной связи руль фиксируется под углом δ .

Модель контура управления представлена на рис.7.

Моделирование траектории цели

Будем считать, что цель движется с максимальной перегрузкой n_u . Тогда курсовой угол цели определяется по формуле

$$\gamma_u = \int_0^t \frac{n_u g}{V_u} dt + \gamma_0.$$

Результаты моделирования

В результате исследования контура наведения по разработанной модели получены следующие результаты. В табл. 1 представлена зависимость максимальной перегрузки УО от ракурса стрельбы. В табл. 2, 3 представлены зависимости максимального угла поворота пеленгатора от ракурса стрельбы при перегрузках цели соответственно $n_u=3$ и $n_u=5$. При перегрузке цели $n_u=5$ увеличение N_0 более 3 недопустимо, так как возрастает потребный угол поворота пеленгатора, что приводит к срыву наведения.

Таблица 1

Результаты контроля перегрузки УО

N_0	$\gamma_0, \text{град}$						
	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 2

Контроль ракурса пеленгатора УО при $n_u=3$

N_0	$\gamma_0, \text{град}$						
	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

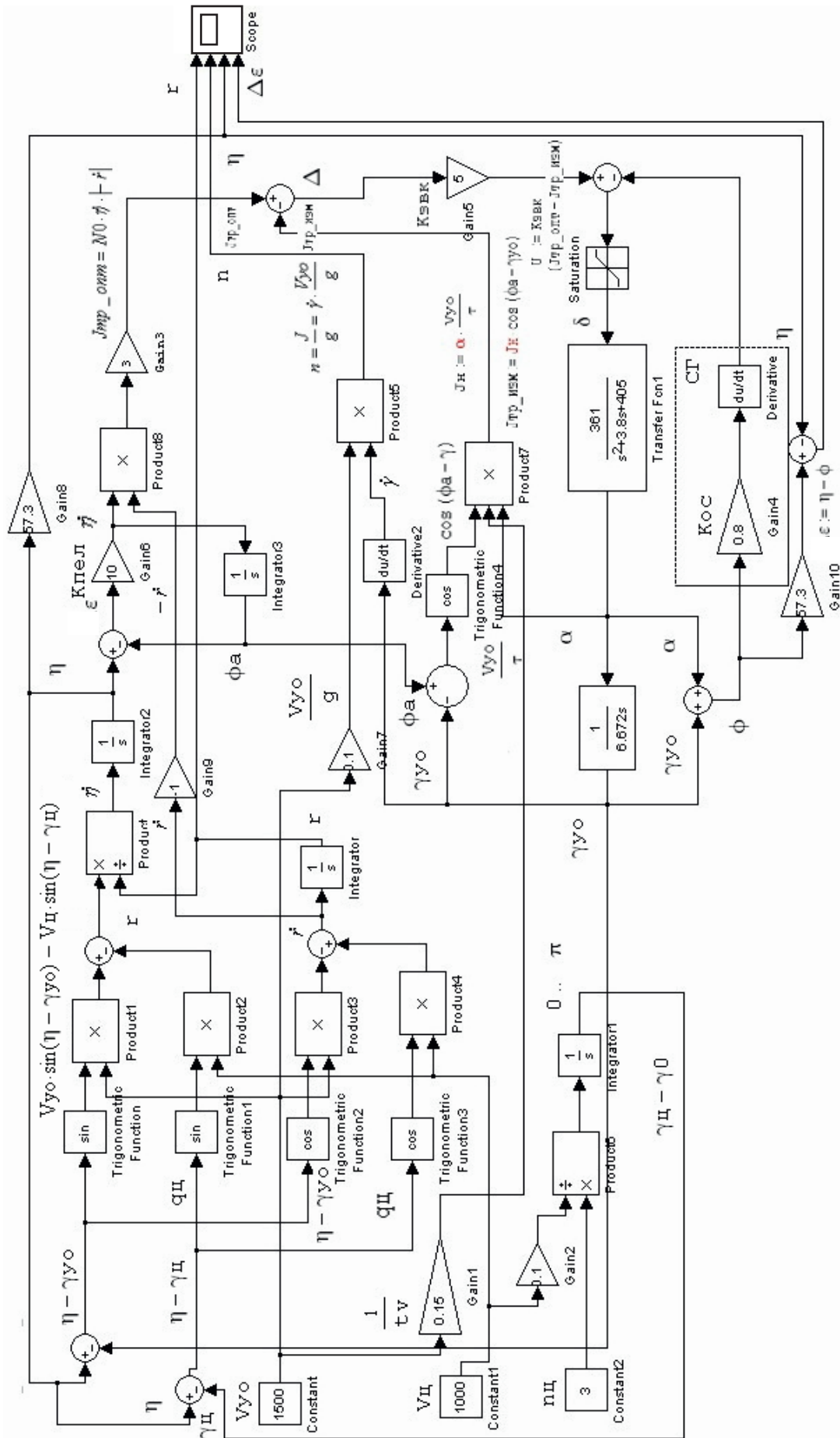


Рис. 7. Схема моделирования контура наведения

Таблица 3

**Контроль ракурса пеленгатора УО
при $n_{\psi} = 5$**

N_0	$\gamma_0, \text{град}$						
	0	30	60	90	120	150	180
1	51	51	20	35	60	61	61
3	75	50	50	45	51	55	75
5	80	61	50	40	48	61	80
7	90	63	51	42	52	68	88

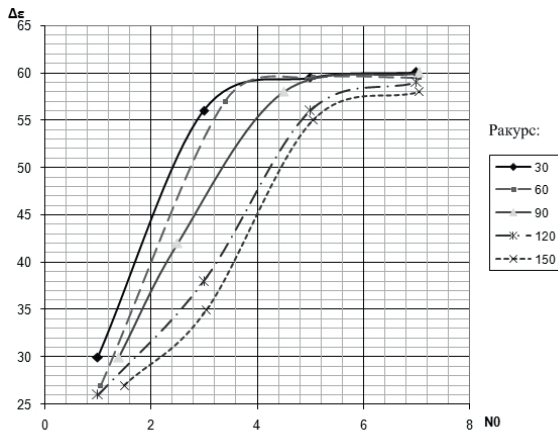


Рис. 8. Зависимость максимального угла поворота пеленгатора от навигационной константы при различных ракурсах пуска ракеты при $n_{\psi} = 3$

Результаты эксперимента позволяют сделать вывод, что оптимальным значением навигационной константы

является $N_0 = 3$. Наиболее неблагоприятными условиями при маневре цели с максимальной перегрузкой является стрельба вдогон и навстречу. При этих условиях потребный угол поворота пеленгатора превышает $\pm 60^\circ$.

Литература

1. Вейцель В.А. Радиосистемы управления. – М: Дрофа, 2005.
2. Кукушкин Ю.А., Ушаков И.Б., Богомолов А.В. Математическое обеспечение оценивания состояния материальных систем. – М.: Новые технологии, 2004. 36 с.
3. Дьяконов В.П. MATLAB 6.6.1/6.5 + SIMULINK в математике и моделировании. – М: Солон-Пресс, 2003.
4. Черных И.В. SIMULINK. Среда для создания инженерных приложений. – М: ДИАЛОГ-МИФИ, 2004.
5. Kukushkin YA., Bogomolov AV., Maistrov AI. Rhythmicardiogram approximation methods for calculation of spectral parameters of cardiac rhythm variability// Biomedical Engineering. 2010. Т. 44. № 3. С. 92–103.
6. Макаренко В.Г., Подорожняк А.А., Рудаков С.В., Богомолов А.В. Инерциально-спутниковая навигационная система управления транспортными средствами // Проблемы управления. 2007. № 1. С. 64 – 71.
7. Есев А.А., Базаров С.А., Русскин А.В., Солдатов Т.А. Методическое обеспечение определения максимальной дальности обнаружения объектов при выполнении поисково-спасательных работ с применением вертолетов, оборудованных очками ночного видения // Научные и образовательные проблемы гражданской защиты. № 4, 2011. С. 45 – 52.
8. Сухаревский И.О., Залевский Г.С., Нечитайло С.В., Сухаревский О.И. Рассеяние электромагнитной волны круглым идеально проводящим диском конечной толщины // Электромагнитные волны и электронные системы. 2010. Т. 15. № 2. С. 42–47.
9. Макаренко В.Г., Богомолов А.В., Рудаков С.В., Подорожняк А.А. Технология построения инерциально-спутниковой навигационной системы управления транспортными средствами с нейросетевой оптимизацией состава вектора измерений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 1. С. 39–44.
10. Рудаков И.С., Рудаков С.В., Богомолов А.В. Методика идентификации вида закона распределения параметров при проведении контроля состояния сложных систем // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2007. Т. 5. № 1. С. 66–72.

Материал поступил в редакцию 19. 10. 2013 г.