

СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТОЙ В ПОЛЯРНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО СКАЛЯРНОМУ РАДИУСУ

Предложен способ управления безгироскопной ракетой в полярной системе координат, исследовано движение материальной точки под действием управляющей силы, рассчитаны частотные характеристики всех элементов системы, подобран корректирующий фильтр, определены запасы устойчивости, определен коэффициент передачи системы управления, проведено математическое моделирование, получены траектории полёта ракеты.

Введение

Ракетные комплексы состоят из одной или нескольких управляемых ракет и аппаратуры управления, предназначенной для обнаружения целей, пуска ракет и сопровождения их до момента попадания. Очевидна тенденция перераспределения стоимости составных частей комплекса в сторону удешевления ракеты, что достигается, как правило, усложнением аппаратуры управления [1, 2]. От первоначальной трехканальной системы управления (СУ) ракетой осуществился переход к двухканальной и одноканальной, когда на борту ракеты имеется только один исполнительный орган, например один блок рулевого привода (БРП) с парой рулей. Снижению стоимости ракеты поспособствовал технический прогресс в разработках одного из основных элементов бортовой аппаратуры – гироскопического координатора [3], вплоть до замены датчиков угла на датчик угловой скорости [4]. Известна разработка с максимально упрощенной бортовой аппаратурой, из которой исключен гирокоординатор, а преобразование команд управления из земной системы координат в связанную с ракетой осуществляется в наземной аппаратуре. Текущий угол крена ракеты γ , необходимый для указанного преобразования команд, определялся в точке старта благодаря смещению трассера на конец консоли крыла. В поле зрения аппаратуры выделения координат (АВК) трассер описывал эллипс (в зависимости от углов атаки ракеты), который позволял вычислить угловое положение рулей. Команды управления формируются отдельно по вертикальному (Y) и горизонтальному (Z) каналам. В структуре блока формирования команд (БФК) предусмотрены

Хруслов Владимир Николаевич. Соискатель. ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет».

Феофилов Сергей Владимирович. Доктор технических наук, профессор кафедры ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет». Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Горячев Олег Владимирович. Доктор технических наук, заведующий кафедрой «Системы автоматического управления» ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет». Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Лавит Игорь Михайлович. Доктор физико-математических наук, профессор кафедры ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет».

Индюхин Алексей Федорович. Кандидат биологических наук, доцент кафедры ФГБОУ ВПО «Тульский государственный университет».

блоки выделения сигнала крена, подавления сигнала крена в каналах управления, формирования из сигнала крена сигнала линейаризации релейного рулевого привода, модуляции команд управления частотой вращения ракеты (собственно раскладка команд) [5]. Казалось бы, что в системе телеориентирования, когда и АВК и БФК находятся на борту ракеты, никакого упрощения оборудования ракеты достигнуто быть не может. Между тем СУ ракетой по оптическому лучу находят все более широкое применение как в отечественных ракетных комплексах, так и в зарубежных («SPEAR» фирмы Diehl, Германия).

Актуальным является базирование ракетных комплексов (противотанковые ракеты Helifire, Spike, Mistral^{1/2}, Вихрь) на подвижном носителе (самолет, вертолет, катер), при котором после запуска ракеты осуществляется маневр. Гирокоординатор в момент пуска запоминает положение связанной с ракетой системы координат, совпадающей с измерительной системой координат носителя (системой координат луча). При маневре носителя происходит взаимный разворот («скручивание») систем координат ракеты и носителя. Таким образом, координаты ракеты в луче выделяются с искажением, что ухудшает устойчивость СУ и приводит к снижению точности наведения на цель.

Существует ряд способов компенсации «скручивания» как оптических, так и вычислительных, однако их применение усложняет наземную, а также (во втором случае) бортовую аппаратуру управления [6]. В статье предлагается способ управления ракетой в луче по одной координате – радиусу отклонения ρ ($\rho = \sqrt{Y^2 + Z^2}$) ракеты от центра луча [7]. При этом обеспечивается упрощение и повышение надежности аппаратуры управления, из ее состава исключается гирокоординатор и отсутствует «скручивание» систем координат.

Описание способа

Рассмотрим способ построения СУ по одной координате на простейшей схеме. В традиционной системе команда управления $\vec{K}$ складывается из команды в вертикальном $\vec{K}_Y$ и горизонтальном $\vec{K}_Z$ каналах (рис. 1). Это эквивалентно двум командам в полярной системе координат – «нормальной» $\vec{K}_\rho$ и «тангенциальной» $\vec{K}_\varphi$.

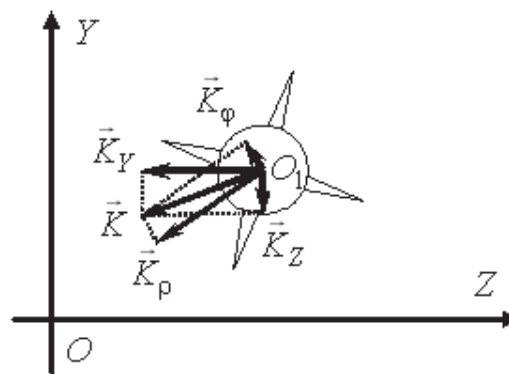


Рис. 1. Формирование команд управления ракетой в декартовой и полярной системах координат

Формирование только одной команды $\vec{K}_p$ обеспечивает движение ракеты к оси луча O , так как ее величина практически совпадает с размером суммарной команды K . Отсутствие команды $\vec{K}_\phi$, обеспечивающей демпфирование тангенциального движения ракеты при наличии возмущений, изменит характер как переходного, так и всего процесса наведения.

Для ответа на вопрос, какие именно изменения произойдут, рассмотрим другую схему (рис. 2).

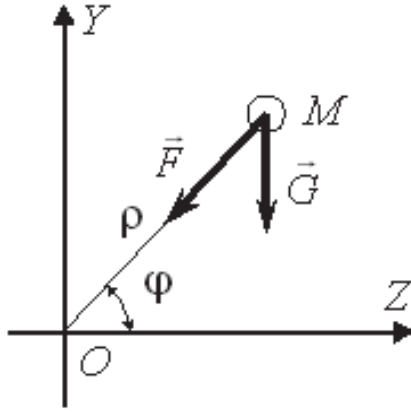


Рис. 2. Схема сил, действующих на точку в полярной СУ

К материальной точке M приложены силы $\vec{F}$ (управляющая) и $\vec{G}$ (тяжести). Пусть m – масса точки M ; z, y – декартовы координаты точки M ; t – время, отсчитываемое от момента времени $t=0$. При $t=0$ заданы начальные условия:

$$\begin{aligned} t &= 0; \\ z &= z_0; \\ y &= y_0; \\ v_Z &= \dot{z} = v_{Z0}; \\ v_Y &= \dot{y} = v_{Y0}. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь точка над символом означает дифференцирование по времени; v_Z, v_Y – скорости вдоль осей z и y ; z_0, y_0, v_{Z0}, v_{Y0} – заданные постоянные.

постоянные.

Сила $\vec{G}$ направлена против оси ординат, сила $\vec{F}$ – по радиусу к центру.

Так как сила $\vec{G}$ постоянна, а сила $\vec{F}$ зависит от расстояния до начала координат, удобно в качестве обобщенных координат использовать полярные координаты ρ, ϕ , связанные с декартовыми координатами известными формулами:

$$\begin{cases} z = r \cos \phi \\ y = r \sin \phi. \end{cases} \quad (2)$$

Найдём:

$$\begin{aligned} v_Z &= \dot{z} = \dot{\rho} \cos \phi - \rho \sin \phi \cdot \dot{\phi}, \\ v_Y &= \dot{y} = \dot{\rho} \sin \phi + \rho \cos \phi \cdot \dot{\phi}. \end{aligned} \quad (3)$$

Рассматривая функцию Лагранжа как разность кинетической и потенциальной энергии, получаем уравнения, описывающие движение материальной точки M :

$$\begin{cases} m \cdot \ddot{\rho} - m \cdot \rho \cdot \dot{\phi}^2 + m \cdot g \sin \phi = -k_1 \rho - k_2 \dot{\rho} - k_3 \int_0^t \rho d\tau \\ \rho \cdot \ddot{\phi} + 2 \cdot \dot{\rho} \cdot \dot{\phi} - g \cdot \cos \phi = 0. \end{cases} \quad (4)$$

Систему уравнений (4) легко решить численно, например методом Рунге – Кутты.

Моделирование движения материальной точки

При моделировании уравнений (4) возникает вопрос о величинах коэффициентов k_1 , k_2 , k_3 . Поскольку речь идет о СУ ракетой, будем ориентироваться на то, что система имеет в разомкнутом состоянии астатизм второго порядка, т.е. ее разомкнутая амплитудная частотная характеристика

$$A(\omega) = \frac{k}{\omega^2}. \quad (5)$$

Частоту среза зададим: $\omega_c = 2\pi \cdot 1 \text{ с}^{-1}$. Соответственно, $\lg \omega_c = 0,8$. Получим значение

$$k_1 = (2\pi)^2 = 39,44. \quad (6)$$

Значения коэффициентов k_2 и k_3 будем обеспечивать постановкой в контур управления корректирующего фильтра с передаточной функцией

$$W_{\text{КФ}}(p) = \frac{T_{\Phi} p + 1}{\frac{T_{\Phi}}{n} p + 1} \left(1 + \frac{1}{T_{\text{И}} p}\right), \quad (7)$$

где T_{Φ} – постоянная времени дифференцирующего фильтра; n – разнос дифференцирующего фильтра; $T_{\text{И}}$ – постоянная времени интегрирующего фильтра; $T_{\text{И}} = 12 \text{ с}$.

Максимальное фазовое опережение φ_m фильтра (7) будет определяться по формуле

$$\varphi_m = \arctg \frac{n-1}{2\sqrt{n}}. \quad (8)$$

Если варьировать фазовым опережением, то величина

$$n = \text{tg} \varphi_m + \sqrt{\text{tg}^2 \varphi_m + 1}, \quad (9)$$

а постоянная времени при условии (6) будет определяться выражением:

$$T_{\Phi} = \frac{\sqrt{n}}{2\pi}. \quad (10)$$

По приведенным уравнениям была составлена программа математического моделирования. На рис. 3 представлены результаты решения уравнений движения материальной точки под действием массы и управляющей силы, направленной к оси луча.

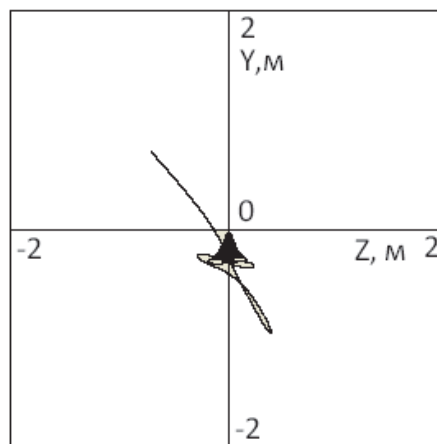


Рис. 3. Траектория материальной точки в картинной плоскости YOZ

Как видно из рис. 3, траектория представляет собой кривую, первоначально направленную к оси луча O , однако под действием веса она искривляется и после ряда колебаний стремится выйти на установившееся значение, определяемое по известной формуле

$$h_{\text{уст}} = \frac{g}{k_1}. \quad (11)$$

Под действием введенной в закон управления (4) интегрирующей составляющей траектория приближается к оси луча ($T_{\text{и}} = 12$ с), совершая колебания, характеризующиеся тем, что в их процессе радиус отклонения от оси луча и амплитуда колебаний уменьшаются до нуля. Частота колебаний повышается по мере приближения точки к оси луча – от первоначально ожидаемого 1 Гц ($\omega_c = 2\pi \cdot 1$) с⁻¹ до 3–4 Гц. Приведенный на рис. 3 процесс по времени занимает 32 с.

Траектория рис. 3 значительно изменяется в зависимости от начальных условий. Первоначально постоянная времени $T_{\text{ф}}$ (10) и величина разнosa n (9) были выбраны такими, что запасы устойчивости в контуре управления были равны 30°.

В ходе математического моделирования начальные условия по скорости точки принимались нулевыми, а начальные отклонения принимались равными одному метру. Результаты моделирования оценивались по величине S , представляющей собой суммарную длину траектории точки в картинной плоскости YOZ , вычислявшейся по формуле

$$S_i = \sqrt{(y_i - y_{i-1})^2 + (z_i - z_{i-1})^2} + S_{i-1}, \quad (12)$$

где S_i, S_{i-1} – соответственно текущее значение переменной и ее значение на предыдущем шаге интегрирования; $y_i, z_i, y_{i-1}, z_{i-1}$ – декартовы координаты точки на плоскости на текущем и предыдущем шагах интегрирования.

Таблица 1

Полученные при моделировании значения показателя S
в зависимости от начальных условий Y_0 и Z_0

$Y_0, \text{ м}$	1,00	0,00	-1,00	0,00	0,71	-0,71	0,71	-0,71
$Z_0, \text{ м}$	0,00	1,00	0,00	-1,00	0,71	0,71	-0,71	-0,71
$S, \text{ м}$	4,53	20,88	6,03	20,88	19,88	19,12	19,88	19,11

Из таблицы видно, что наибольшие показатели имеют траектории с максимальными начальными отклонениями по координате Z . Было проведено моделирование в целях установления зависимости максимального показателя S от величины запасов устойчивости φ_m (табл. 2).

Таблица 2

Полученные при моделировании значения показателя S
в зависимости от запасов устойчивости φ_m в контуре управления

$\varphi_m, ^\circ$	25	30	35	40	45	50	55	60
$S, \text{ м}$	22,28	20,88	17,02	14,23	12,48	11,53	11,11	11,01

Повышение запасов устойчивости φ_m уменьшает показатель S , но только в пределах 50 – 55° (см. табл. 2).

Итак, теоретический анализ показал, что управление только по одной координате – полярному радиусу отклонения от оси луча – обеспечивает вывод ракеты в центр луча, но сопровождается наличием низкоамплитудных колебаний, величина которых постепенно уменьшается до нуля.

Способ измерения угла крена

Для управления ракетой по предложенному способу необходимо измерение крена ракеты относительно текущего радиуса-вектора отклонения ракеты от центра луча. Назовем этот угол *полярным углом крена* γ_n (рис. 4). Поставленная задача конструктивно может быть решена размещением одного или двух приемников излучения (R_1, R_2) на конце консоли крыла на некотором расстоянии от продольной оси вращения.

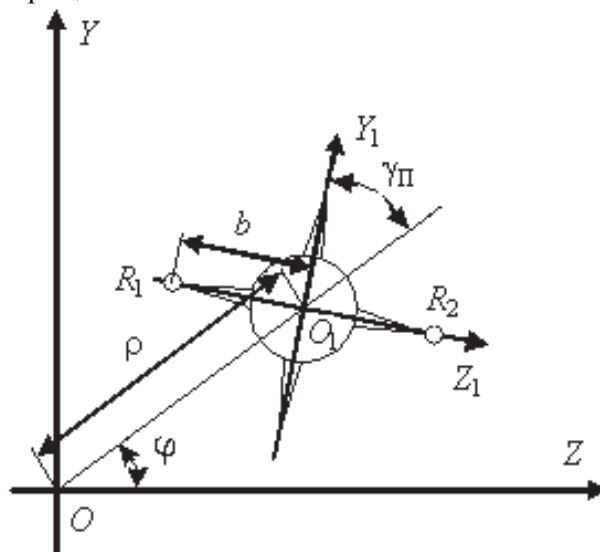


Рис. 4. Схема расположения приемников излучения на вращающейся по крену ракете

При использовании двух приемников излучения, каждый из которых подключен к своей АВК, по простейшей схеме (рис. 5) может быть определен как радиус отклонения ракеты ρ , так и текущее значение $\sin \gamma_n$ или $\cos \gamma_n$, необходимые для преобразования команды управления (4) во вращающуюся систему координат Y_1OZ_1 , связанную с ракетой.

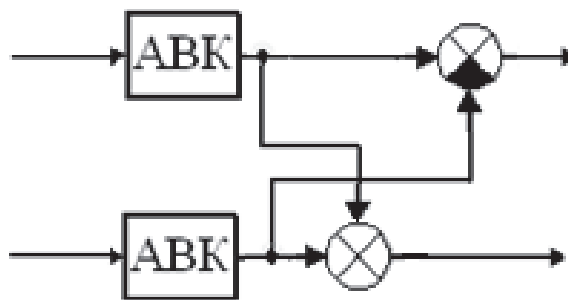


Рис. 5. Блок-схема определения радиуса отклонения ракеты и полярного угла крена

Для случая использования одного приемника функциональная схема системы, реализующей разработанный способ управления, представлена на рис. 6.

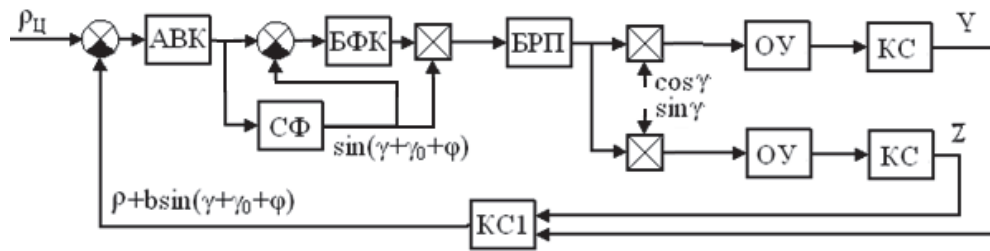


Рис. 6. Функциональная схема СУ:

АВК – аппаратура выделения координат; БФК – блок формирования команд; СФ – согласующий фильтр; БРП – блок рулевого привода; ОУ – объект управления (раздельно в вертикальном и горизонтальном каналах); КС. КС1 – кинематические соотношения; ρ – модуль отклонения ОУ от оси луча; $\rho_{ц}$ – положение оси луча; γ – угол крена ОУ; γ_0 – угол фазирования системы управления; φ – угловое положение ОУ в луче

АВК ракеты принимает и преобразует электромагнитные сигналы информационного луча в напряжение, величина которого пропорциональна отклонению приёмника излучения от центра луча. Информационный луч может представлять собой, например, радиолуч, напряжённость которого изменяется от $\min$ в центре до $\max$ на краю и одинакова на любой концентрической по отношению к равноточной линии окружности. Информационный луч может быть также оптическим. Кодирование поля управления, или поперечного сечения луча, может осуществляться импульсным или частотным способом.

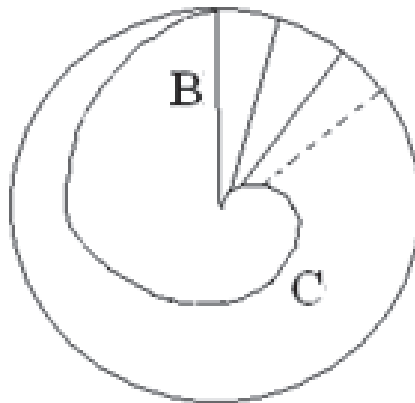


Рис. 7. Схема кодирования поля управления

На рис. 7 изображен импульсный растр, на котором нанесены две полосы: одна радиальная (В), а другая в виде спирали Архимеда (С). Центр растра совпадает с центром луча. Каждый оборот растра вырабатывает два импульса одинаковой длительности, временной промежуток между которыми будет пропорционален расстоянию ρ от центра луча. Частотный растр отличается от импульсного только наличием дополнительных радиальных полос в промежутке между полосами В и С.

АВК ракеты выделяет отклонение от центра луча независимо от положения приёмника излучения по отношению к вертикали или горизонту.

Согласующий фильтр СФ, в том числе самонастраивающийся, осуществляет выделение сигнала крена ракеты. Сумматор служит для получения сигнала, пропорционального отклонению ЦМ ракеты от центра луча, за счёт вычитания сигнала крена ракеты из суммарного сигнала АВК.

В предположении, что система управления сфазирована точно (γ_0 в точности соответствует фазовому сдвигу БРП на частоте вращения ракеты по крену) и параметры ракеты постоянны («замороженные коэффициенты»), получим два независимых объекта управления. Такое допущение позволяет на первом этапе проектирования оставить в стороне вопрос о характеристиках согласующего фильтра, динамика работы которого требует отдельного исследования.

Положим также, что АВК – безынерционное звено с единичным коэффициентом передачи. Рассмотрим динамику СУ на примере ракеты со следующими конструктивными и динамическими параметрами. Передаточная функция БФК определяется уравнением (7), в котором $T_\Phi = 0,45$ с, $n = 12,86$.

Передаточная функция БРП

$$W_{БРП}(p) = \frac{K_{СУ}}{T_{РП}p + 1}, \quad (13)$$

где $K_{СУ} = 2$ град/м; $T_{РП} = 0.005$ с.

Передаточная функция ОУ:

$$W_{ОУ}(p) = \frac{K_{ОУ}}{T_{ОУ}^2 p^2 + 2\xi T_{ОУ} p + 1};$$

$$K_{ОУ} = \frac{a_3 a_4 + a_2 a_5}{a_2 + a_1 a_4};$$

$$T_{ОУ} = \sqrt{\frac{1}{a_2 + a_1 a_4}};$$

$$\xi = 0,5(a_1 + a_4)T_{ОУ},$$

где a_1, a_2, a_3, a_4, a_5 – динамические коэффициенты ракеты: $a_1 = 3,0$ с⁻¹; $a_2 = 805$ с⁻²; $a_3 = 292$ с⁻²; $a_4 = 3,2$ с⁻¹; $a_5 = 0,12$ с⁻¹.

Кинематические соотношения КС

$$W_{КС}(p) = \frac{V}{p^2}, \quad (15)$$

где $V = 300$ м/с – скорость ракеты (постоянная).

С учетом сделанных допущений функциональная схема примет следующий вид (рис. 8).

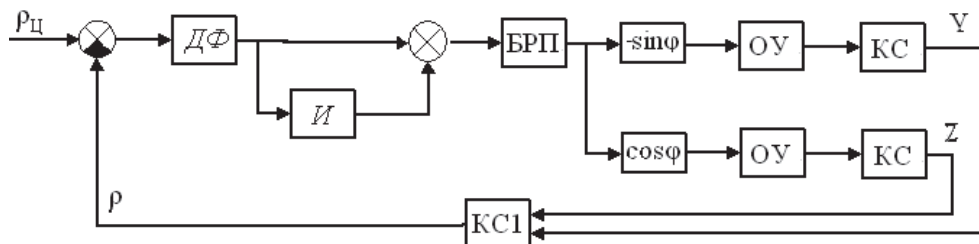


Рис. 8. Функциональная схема «плоского» контура управления:
ДФ – дифференцирующий фильтр, И – интегратор.
Остальные обозначения соответствуют рис. 6

С приведенными параметрами построены амплитудная и фазовая частотные характеристики системы управления. Для расчета использовалась авторская программная разработка.

На рис. 9 показано, что запасы устойчивости по фазе составляют 55° , запасы по модулю 9 дБ.

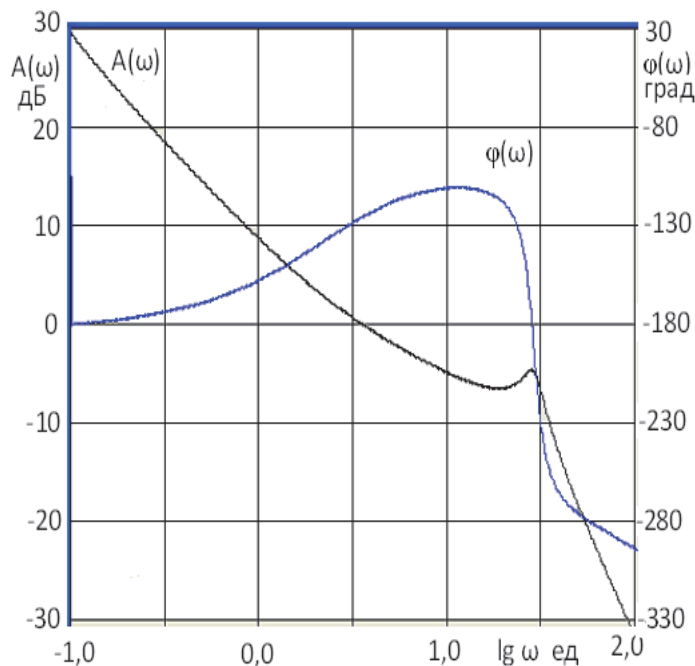


Рис. 9. Амплитудная и фазовая частотные характеристики СУ

Последующее моделирование показало, что с меньшими запасами устойчивость не вполне удовлетворительная.

Математическое моделирование динамики полета ракеты

Программа математического моделирования разработана на основе приведенной модели (14), (20 – 22). Для расчета угла φ применен следующий алгоритм:

$$\varphi = \begin{cases} \operatorname{arctg} \frac{Y}{Z}, & \text{если } Y > 0 \wedge Z > 0; \\ \operatorname{arctg} \frac{Y}{Z} + \pi, & \text{если } Y > 0 \wedge Z < 0; \\ \operatorname{arctg} \frac{Y}{Z} + \pi, & \text{если } Y < 0 \wedge Z < 0; \\ \operatorname{arctg} \frac{Y}{Z} + 2\pi, & \text{если } Y < 0 \wedge Z > 0. \end{cases} \quad (16)$$

С учетом данной зависимости проведено математическое моделирование полета ракеты (рис. 10, 11).

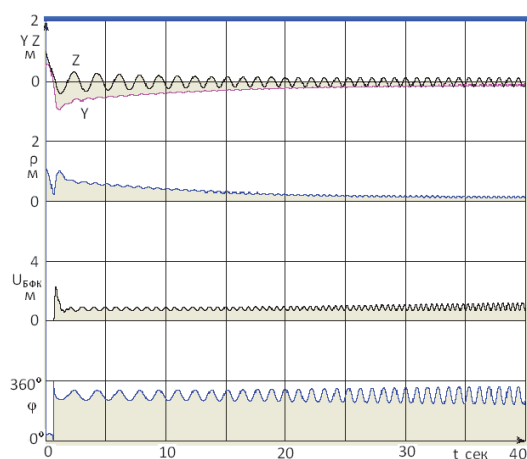


Рис. 10. Результаты моделирования полета ракеты. По порядку сверху вниз:

- 1) отклонения ракеты от оси луча в горизонтальной и вертикальной плоскости;
- 2) радиус отклонения ракеты в луче;
- 3) выходной сигнал БФК;
- 4) график изменения угла φ

Для наглядности на рис. 11 показана та же траектория в картинной плоскости.

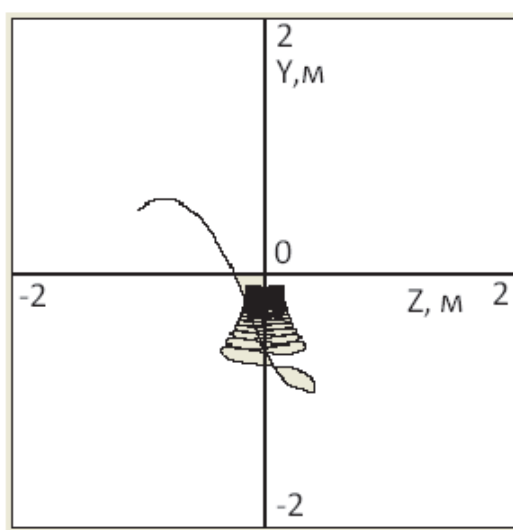


Рис. 11. Траектория полета ракеты в картинной плоскости (вид сзади).
Масштаб: сторона клетки 2 м

Как видно из рисунков, при управлении ракетой только по одной координате – радиусу отклонения от оси луча – возникают затухающие колебания. Источником колебаний является накопленная в переходном процессе (при выходе с начального отклонения) скорость ракеты в направлении, перпендикулярном радиусу. Колебания происходят таким образом, что радиус отклонения при этом под действием интегратора постепенно уменьшается, т.е. возникает эффект, аналогичный сохранению кинетического момента в механических системах – по мере приближения к оси луча увеличивается скорость и уменьшается амплитуда колебаний ракеты в направлении, перпендикулярном радиусу. На рис. 10 видно, что при уменьшении амплитуды колебаний увеличивается их частота.

Следует отметить, что в отличие от линейной системы интегратор не уменьшает динамическую ошибку до нуля, несмотря на большое (40 с) наблюдательное время.

Заключение

1. Показана возможность создания системы телеориентирования ракеты по одной координате – скалярному радиусу отклонения в луче при кодировании поля управления «однополярной» системой координат.
2. Смещение приемника относительно продольной оси вращения ракеты (например, на конец консоли крыла) обеспечивает выделение полярного угла крена, необходимого для преобразования команды управления из системы координат луча в связанную с ракетой систему.
3. Предлагаемая система будет индифферентна к «скручиванию системы координат», возникающему при старте с подвижного носителя, совершающего маневр во время ориентации ракеты в луче.
4. Введение в контур управления интегратора значительно повышает точность попадания ракеты в цель.
5. Возникающие в процессе наведения ракеты низкоамплитудные колебания носят методический характер и обусловлены нечувствительностью системы управления к скоростям и перемещениям ракеты в направлении, перпендикулярном радиусу отклонения от оси луча.
6. Для устранения колебаний предполагается ввести изменения в закон управления без введения дополнительного канала управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ангельский, Р.Д. Отечественные противотанковые комплексы: справочник. - М: ООО «Издательский дом Астрель», 2002. - 192 с.
2. Бабичев, В.И. Основы устройства и функционирования артиллерийских управляемых снарядов / В.И. Бабичев, В.В. Ветров, А.В. Игнатов, А.Р. Орлов / Под общ. ред. А.Г.Шипунова. - Тула: Изд-во ТулГУ, 2003.- 190 с.
3. Горин, В.И. Гирокоординаторы вращающихся по крену ракет /В.И. Горин, В.Я.Распопов.- М.: ИТЦ «Информтехника», 1996. - 152 с.
4. Водичева, Л.В. Повышение точности определения угловой скорости быстровращающихся объектов /Л.В. Водичева, Е.Л. Алиевская, Е.А. Кокшаров, Ю.В. Парышева // Гиропсия и навигация, 2012. - № 1(76). - С. 27 - 41.
5. Морозов, В.И. Разработка расчетной схемы исследования динамики систем управления ракетами минимальной сложности // Известия ТулГУ. Сер. Проблемы специального машиностроения. - 2005.- Вып. 8. - С. 188-192.
6. Гусев, А.В. Способ наведения по оптическому лучу ракеты, стартующей с подвижного носителя, и система наведения для его осуществления / А.В. Гусев, В.И. Морозов, И.А. Недосекин, В.М. Минаков. Патент №2436033 от 10.12.2011.
7. Шипунов, А.Г. Способ и система управления / А.Г. Шипунов, В.П. Тихонов, Е.М. Куценко, В.Н. Хруслов, А.Ф. Индюхин, Ю.М. Назаров, Л.Б. Рошаль / А.с. № 284713 от 1.12.1988.

Abstract. A method for the gyroless missile control in the polar coordinate system is proposed; motion of material point under control force is studied; frequency characteristics of all the system components are calculated; correction filter is chosen; stability factors and a transfer constant of the control system are determined; mathematical simulation is carried out; the missile flight paths are obtained.

Key words: polar coordinate system, missile, control system, roll angle, simulation

Материал поступил 29.07.14