УДК 623.465

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ ПРОТИВОТАНКОВОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

А.А. Лосин

Рассмотрены преимущества использования тепловизионной головки в системе наведения противотанковой управляемой ракеты (ПТУР). В основу методики проектирования положен разработанный автором оригинальный способ структурного синтеза системы самонаведения ПТУР с тепловизионной головкой.

Ключевые слова: противотанковая, ракета, система, наведение, самонаведение, управление.

Практика войн последних десятилетий показывает, что как бы ни было эффективно средство поражения, оно не может внести существенный вклад в победу, если не интегрировано с системами разведки и управления.

ПТРК 2 поколения с полуавтоматической командной системой наведения в настоящее время во всех армиях мира составляют основу противотанковой обороны [1].

Система наведения – комплекс аппаратуры и устройств, предназначенный для управления ракетой в полете.

Управление – целенаправленное воздействие на ракету, находящуюся в полете, с помощью сил и моментов: создаваемых исполнительными органами системы управления ракетой; обеспечивающих ее движение по заданной траектории.

Управление ракетой заключается: в управлении движением центра масс (управление; наведение); в стабилизации движения вокруг центра масс (ориентация) [2].

Система самонаведения – совокупность устройств, предназначенных для автономного вывода и удержании ракеты на линии «ракета-цель».

Структурно система самонаведения включают в себя 2 элемента:

- оптическую систему бортовой аппаратуры с приёмником теплового излучения, непосредственно связанного с положением цели;
- систему выработки управляющего сигнала для системы управления движением.

Головка самонаведения (ГСН) (рис. 1) – элемент системы самонаведения, аппаратура которого размещена в носовой части ракеты. ГСН использует энергию электромагнитного излучения инфракрасного диапазона длин волн, излучённую целью. Такое размещение создаёт некоторые конструктивные сложности, так как боевую часть приходится размещать за аппаратурой наведения, тем самым меняется аэродинамика полета ракеты, которую необходимо учитывать при проектировании.

Тепловая ГСН представляет собой оптико-электронный прибор, предназначенный для индикации цели на окружающем фоне и выдачи в аппаратуру управления сигнала захвата, а также для измерения и выдачи в автопилот сигнала угловой скорости линии визирования [3].

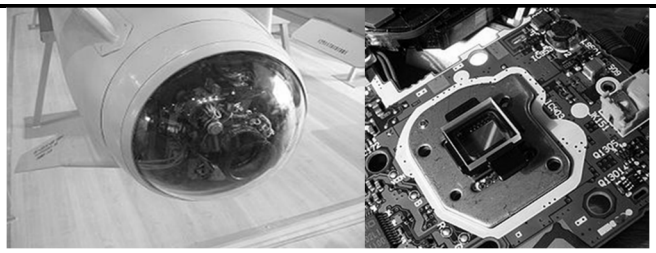


Рис. 1. Телевизионная ГСН ракеты Х-59 «Овод» и фотоприемное устройство матричного типа

Оптическая система, представляющая собой зеркально-линзовый объектив, установленный на роторе гироскопа и вращающийся вместе с ним, собирает тепловую энергию, излучаемую целью, в фокальную плоскость объектива. Сформированный таким образом сигнал от цели поступает в приемную оптическую систему, которая собирает, формирует поток излучения и направляет его на площадки фотоприемного устройства (ФПУ). Приемник излучения преобразует лучистую энергию в электрический сигнал по двум каналам в соответствии с соотношениями.

На сегодняшний день широкое применение получили инфракрасные системы «смотрящего» типа [4], вариант ее структурной схемы представлен на рис. 2.



Рис. 2. Структурная схема инфракрасной системы «смотрящего» типа

Фотоприемное устройство матричного типа предназначено для приема излучения от цели, прошедшего через атмосферу, оптическую систему и формирования изображения на площадках в соответствии с секторами обзора (рис. 3).

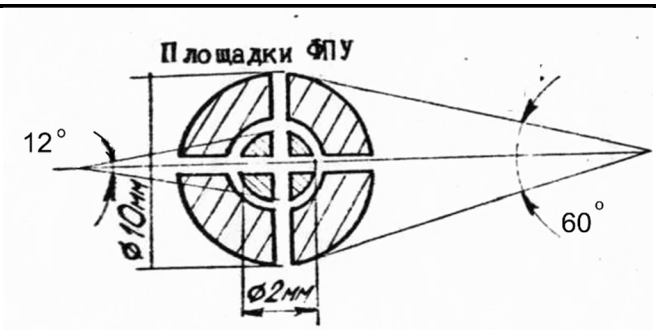


Рис. 3. Углы обзора площадок фотоприемного устройства

Оно состоит из:

- восьмиплощадочной матрицы формата 300*300 с размером чувствительных элементов 35*35 микрометров (4 внутренние площадки диаметром 2 мм обеспечивают поле зрения до 12 градусов, а 4 периферийные, диаметром 10 мм, обеспечивают поле зрения от 12 до 60 градусов);
- и восьми встроенных усилителей.

При подлете ракеты к цели (примерно за 3 км) излучение от цели собирается объективом ГСН в фокальной плоскости. Поскольку плоскость чувствительных площадок ФПУ смещена относительно фокальной плоскости объектива, цель проецируется на плоскость площадок ФПУ в виде светового пятна. Возможны два случая положения пятна на чувствительных площадках:

- пятно находится на периферийных площадках;
- пятно находится на центральных площадках.

Наиболее общим является первый случай. На выходах ФПУ формируются импульсы напряжения пропорциональные величине освещенности на входном зрачке ГСН (рис. 4).

Эти импульсы усиливаются усилителями релейной следящей системы и поступают на пороговые устройства, предназначенные для повышения помехоустойчивости ГСН.

Электрические сигналы U_Y и U_Z с выхода ФПУ по соответствующим каналам поступают на предварительный усилитель, где они усиливаются по амплитуде и подаются на усилительный тракт головки. В усилительном тракте головки эти сигналы демодулируются, усиливаются по мощности и поступают на соответствующие катушки коррекции. Эти катушки совместно с постоянным магнитом создают корректирующие моменты, обеспечивающие прецессию гироскопа в сторону совмещения оптической оси ГСН с направлением линии визирования цели.

В ПТРК Spike-LR и Spike-TR (Израиль) реализован принцип «выстрелил и забыл» и «выстрелил, наблюдаю и корректирую» за счет использования ВОЛС. Это позволяет выбрать различные сценарии боевого применения комплекса, сочетая наведение по принципу «выстрелил и забыл» с ручным наведением в зависимости от характеристик цели, условий окружающей среды и др.

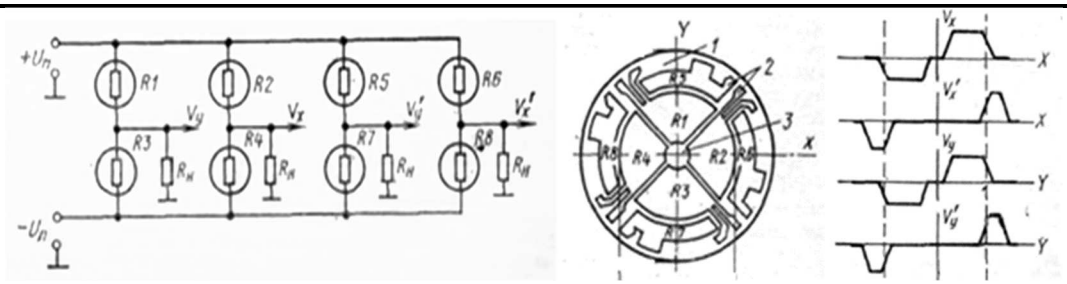


Рис. 4. Принципиальная электрическая схема подключения площадок ФПУ и графики напряжений на них

В соответствии с изложенными концепциями создания ПТРК нового поколения в работе предлагается ПТУР с системой самонаведения, реализующей метод пропорциональной навигации. На рис. 5 приведена схема углов при самонаведении в горизонтальной плоскости, на которой обозначены: OX_1 - продольная ось ПТУР; OX - ось ИК ГСН; Ψ - угол курса; β - угол скольжения; ε_y - угол отклонения оси ИК ГСН от ЛВ.

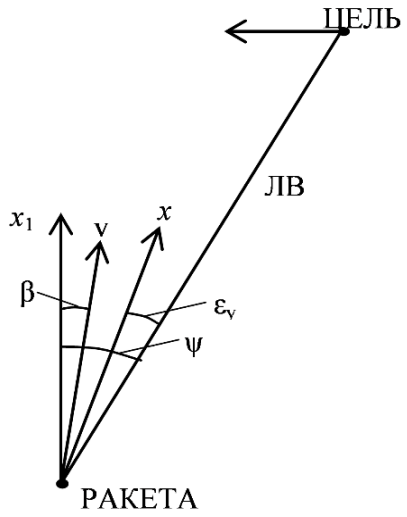


Рис. 5. Схема углов при самонаведении в горизонтальной плоскости

Для реализации метода пропорциональной навигации необходимо, чтобы направление оси *x* ГСН постоянно совпадало с направлением линии визирования (ЛВ), а продольная ось ПТУР X_1 была направлена по направлению оси *x* ГСН.

С этой целью предлагается инфракрасная головка самонаведения с гироскопической стабилизацией (рис. 6).

В состав ГСН входит трехстепенной астатический гироскоп с обращенным кардановым подвесом, система коррекции гироскопа и координатор цели (КЦ), закрепленный на траверсе этого гироскопа. Гироскоп состоит из носителя кинетического момента – ротора, выполненного в виде постоянного магнита; траверсы, обеспечивающей степень свободы гироскопу относительно оси Z, и крестовины, закрепленной на корпусе ракеты и сообщающей гироскопу степень свободы вокруг оси Y.

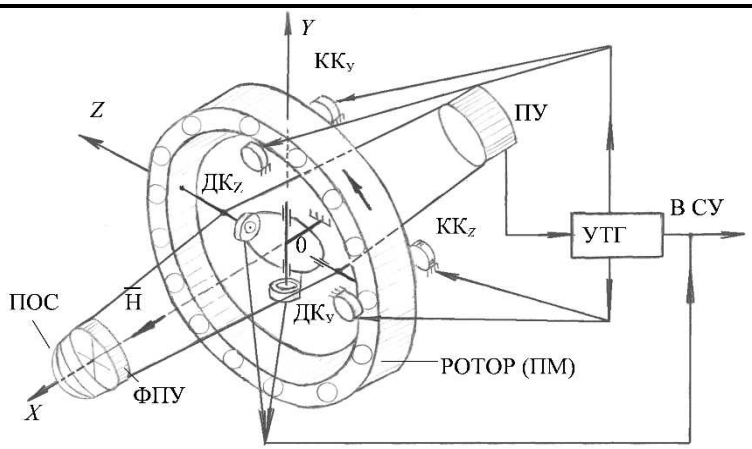


Рис. 6. Схема электрокинематическая инфракрасной головки самонаведения с гироскопической стабилизацией

На рис. 6 ФПУ – фотоприемное устройство, ПУ – предварительный усилитель, $КК_Z$(У) – катушки коррекции гироскопа, $ДК_Z$(У) – датчики команд, ПМ – постоянный магнит, ПОС – приемная оптическая система.

При такой конструкции гироскопа обращенный карданов подвес, не участвующий во вращении ротора, обладает существенным преимуществом перед внешним кардановым подвесом. Это преимущество состоит в том, что при тех же массово-габаритных характеристиках гироскопа обращенный карданов подвес обеспечивает значительно больший кинетический момент, равный произведению момента инерции ротора относительно оси *x* на угловую скорость его вращения, т.е. $\overline{H} = J_X \cdot \overline{\Omega}$ [5].

Угловое положение ракеты относительно осей *Y* и *Z* гироскопа измеряется датчиками команд, установленными по осям обращенного карданового подвеса и преобразуется в электрические сигналы, которые вместе с сигналами, снимаемыми с УТГ, поступают в систему управления ракеты.

На рис. 7 показана модель структурной схемы горизонтального канала (канала курса) системы самонаведения ПТУР, представляющий собой двухконтурную замкнутую систему автоматического управления.

На рис. 7 обозначены: КЦ – координатор цели; УТГ – усилительный тракт головки; $КК_у$ – катушки коррекции по оси У гироскопа; $ДК_у$ – датчик команд по оси У гироскопа; УПУ – усилительно-преобразовательное устройство; $РП_к$ – рулевой привод по углу курса.

Первый контур образует система коррекции ГСН, а второй – система управления углом курса ракеты. При этом электрические сигналы $U_{ГСН}$ и $U_{ДКХ}$ поступают в усилительно-преобразовательное устройство (УПУ), где они суммируются, преобразуются в соответствии с заданным законом управления и усиливаются до величины, необходимой для управления рулевым приводом РПК по каналу курса.

Рулевой привод поворачивает рули курса на угол $\delta_К$, в результате чего создается управляющий момент рулей, обеспечивающий поворот ракеты на угол ψ до тех пор, пока не исчезнет сигнал с датчика команд ДКУ.

При этом будут совмещены оптическая ось ГСН и продольная ось ракеты с направлением линии визирования цели. В случае движения цели с постоянной скоростью непрерывное движение осуществляет оптическая ось ГСН за счет работы системы коррекции гироскопа и продольная ось ракеты за счет работы системы управления углом курса [6].

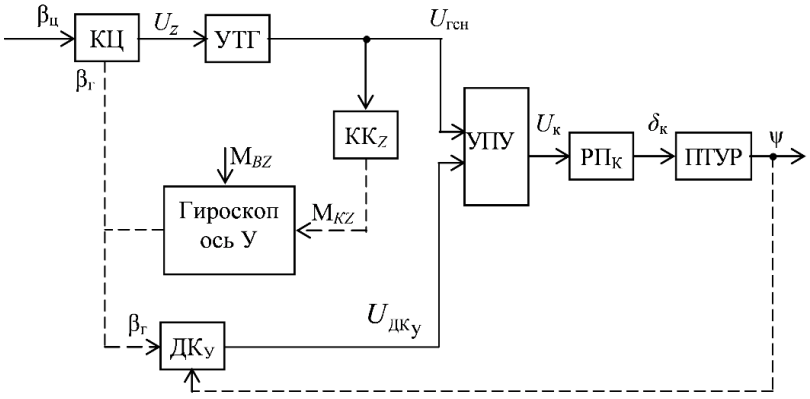


Рис. 7. Модель структурной схемы канала курса системы самонаведения ПТУР:

Для анализа динамических свойств системы самонаведения ракеты разработана ССДМ, изображенная на рис. 8.

Структурная схема динамической модели системы самонаведения ракеты, включает в себя следующие элементы: головку самонаведения; блок рулевого привода; ракету.

Для расчета численных значений коэффициентов, входящих в состав математической модели системы самонаведения ПТУР, необходимо рассчитать каждый из этих элементов, которые можно представить в виде определенного набора динамических звеньев, определяющихся с помощью коэффициентов по формулам:

$$K_{\delta 1}=\frac{4F_{\text{р}}^{\delta}}{C_{\varphi}\rho V d^{2}};\ K_{\text{ЛУ}}=\frac{m\varphi}{m_{\omega}d};\ T_{3}=\frac{T_{1}K_{\delta 2}}{K_{\delta 1}K_{\text{ЛУ}}-K_{\delta 2}};\ K_{\delta 2}=\frac{2M_{\text{р}}^{\delta}}{m_{\varphi}\rho V d^{4}};\ K_{\text{УЛ}}=\frac{m}{C_{\varphi}\rho d^{2}};$$

$$T_{4}=\sqrt{\frac{T_{1}T_{2}}{-(1+K_{\text{ЛУ}}K_{\text{УЛ}})}};\ K_{\text{Bz}}=\frac{2}{C_{\varphi}\rho V d^{2}};\ T_{1}=\frac{2m}{C_{\varphi}\rho V d^{2}};\ \xi_{4}=\frac{T_{2}-T_{1}}{-2T_{4}(1+K_{\text{ЛУ}}K_{\text{УЛ}})};$$

$$K_{\text{B}\omega}=\frac{2}{m_{\varphi}\rho V d^{4}};\qquad T_{2}=\frac{2J}{m_{\omega}\rho V d^{4}};\ \alpha_{13}=\omega_{x};\ \alpha_{14}=\frac{C_{\varphi}qd^{2}}{mV};\ \alpha_{32}=\frac{J_{X}-J}{J}\omega_{x};$$

$$\alpha_{33}=\frac{m_{\varphi}qd^{3}}{JV};\ \alpha_{34}=\frac{m_{\omega}qd^{4}}{JV};\ \alpha_{37}=\frac{M_{\text{р}}^{\delta}}{J},$$

где ρ - плотность среды; V - скорость потока; d - диаметр корпуса ракеты; m - масса ракеты; $F_{\text{р}}^{\delta}$ - градиент аэродинамической силы по углу отклонения $\delta_{\text{Т}}$; C_{φ} - коэффициент подъемной аэродинамической силы руля; K_{Bz} - коэффициент возмущающего воздействия; $K_{\text{B}\omega}$ - коэффициент возмуща-

ющего момента; ξ_4 - коэффициент колебательности; $T_1 = \dfrac{1}{a_{14}}$ - постоянная времени; $K_{\text{Л}} = \dfrac{a_{13}}{a_{14}}$ - коэффициент взаимного влияния каналов движения; $K_{\delta\ 2} = \dfrac{a_{37}}{a_{34}}$ - коэффициент управляющих моментов [7, 8].

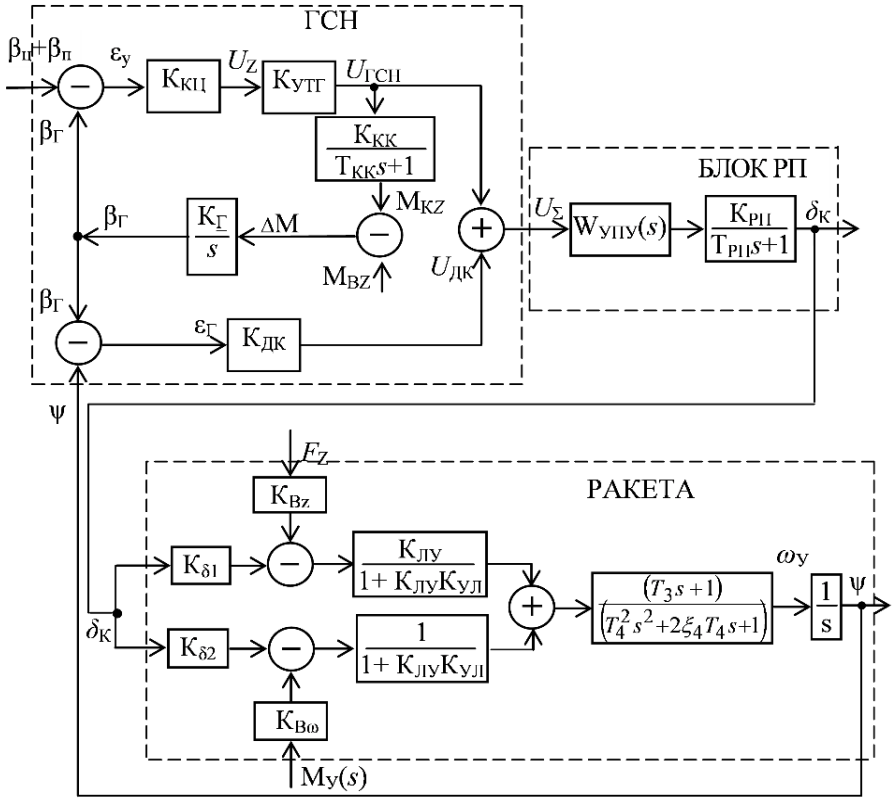


Рис. 8. Структурная схема динамической модели системы самонаведения ПТУР

Для определения работоспособности предложенной системы проводится моделирование математической модели системы самонаведения ПТУР с тепловизионной ГСН в среде MatLab-Simulink (рис. 9) [9], в качестве исходных данных используются уже имеющиеся аэродинамические коэффициенты ракеты «Конкурс» [10].

Параметры передаточных функций гипотетических элементов ГСН рассчитаны, опираясь на технические характеристики каждого элемента в отдельности. Входной величиной принят угол рассогласования ε_y между линией визирования цели и оптической осью ГСН.

Так как быстродействие ГСН определяется коэффициентом усиления K_1, то при его увеличении, быстродействие будет повышаться, а установившаяся ошибка системы уменьшаться. Но в тоже время необходимо помнить, что нельзя увеличивать коэффициент передачи до бесконечности, т.к. наступит момент, когда система станет не устойчивой.

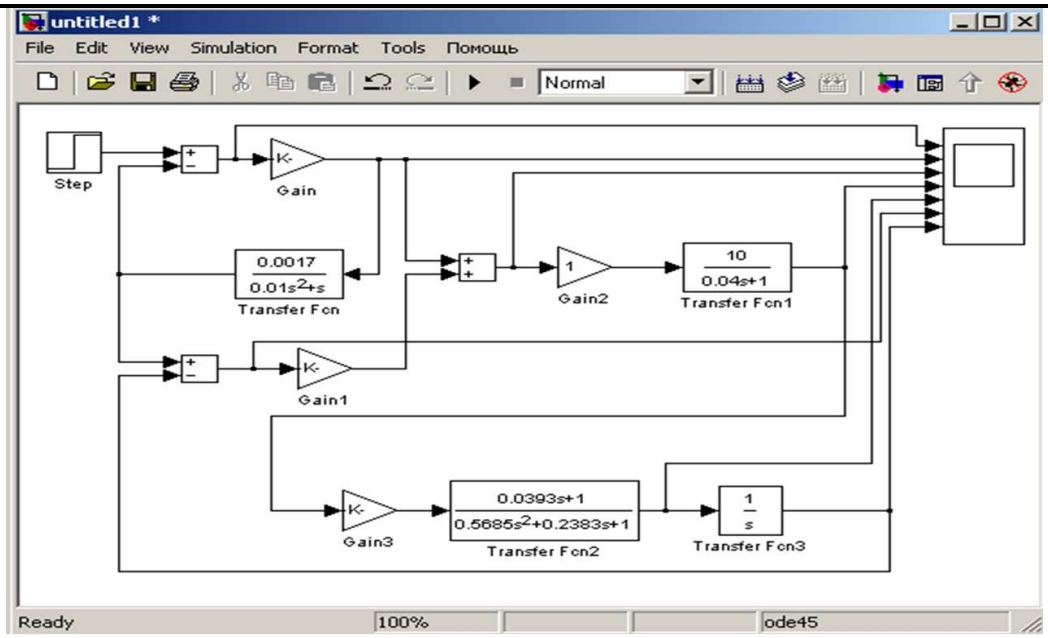


Рис. 9. Математическая модель системы самонаведения ПТУР с тепловизионной ГСН

Из графиков (рис. 10) видно: данная система работоспособна, но время переходного процесса составляет 80 сек и не отвечает требованиям, предъявляемым к ПТРК. Время регулирования определяет быстродействие системы, для гироскопических систем должно быть 0,2 сек. Это значит, что система очень инерциальная и ракета становится неуправляемой, поэтому необходимо внести соответствующие изменения в ее структуру. Самое простое решение – это увеличить коэффициент передачи системы [11].

При увеличении коэффициента передачи в 10 раз время регулирования уменьшится до 20 сек, а при увеличении в 100 раз составит 4 сек, дальнейшее увеличение коэффициента передачи оказывает незначительное влияние на переходной процесс, а при значении коэффициента передачи, равном 7500 система становится неустойчивой. Поэтому возникает необходимость синтеза корректирующего устройства.

В современной теории автоматического управления существуют несколько методов коррекции системы, которые позволяют выполнить требования к показателям качества системы за счет введения в ее структуру аналоговых или цифровых регуляторов.

Анализ разработанной математической модели системы самонаведения с гироскопической тепловизионной головкой подтверждает работоспособность предложенной методики проектирования и перспективность дальнейшей работы в данной области [12].

Против подобной головки бессильны существующие активные средства РЭБ, которые весьма эффективно противодействуют радиолокационным системам самонаведения. Высокая чувствительность ГСН позволяет работать даже в безлунную ночь, что выгодно отличает эту систему от других.

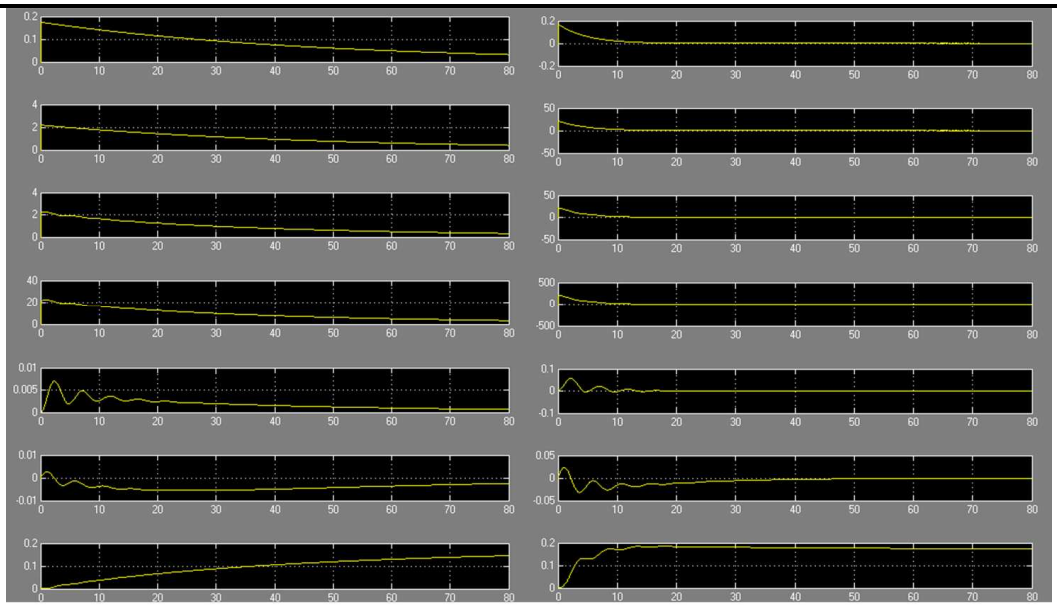


Рис. 10. Графики переходных процессов при моделировании системы самонаведения

Вместе с тем комплексирование инерциального управления с аппаратурой спутниковой навигации и тепловизионной ГСН позволяет создать ракету, поражающую заданную цель в любых условиях театра военных действий.

Список литературы

1. Лихтеров В.М., Панов В.В., Кудрасов В.К. и др. Обзорно-аналитический справочник: Высокоточное оружие зарубежных стран. Том 1. Противотанковые ракетные комплексы. Тула. ГУП «КБП». 2008.

2. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н., Захарченко В.Ф. Аэродинамика ракет. М.: Высшая школа. 1968.

3. Белозеров А.Ф., Иванов В.М. Современные зарубежные тепловизионные приборы // Оптический журнал. 2003. Т. 70. № 10. С. 62 – 71.

4. Колючкин В.Я., Мосягин Г.М. Тепловизионные приборы и системы: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 57 с.

5. Бабаева Н.Ф., Ерофеев В.М. и др. Расчет и проектирование элементов гироскопических устройств. СПб: Машиностроение, 1967. 478 с.

6. Абгарян К.А., Рапопорт И.М. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969.

7. Блейклок Дж.Г. Автоматическое управление самолетами и ракетами; перевод с английского под редакцией д.т.н. проф. Н.Т. Кузовкова. М.: Машиностроение, 1969.

8. Бобашев С.В. и др. Алгоритм определения аэродинамических характеристик свободного летящего объекта по дискретным данным баллистического эксперимента. Журнал технической физики, 2009. Т. 79. Вып.4. С. 59 – 65.

9. Герман-Галкин С.Г. Компьютерное моделирование полупроводниковых систем MatLab 6,5. СПб.: Изд-во: КОРОНА принт, 2001. 320 с.

10. Варенов А.А., Погодицкий О.В., Поташев А.В. Конструкция и эксплуатация специальных изделий. Контур автоматического управления противотанковой ракеты. МО РФ. 2008.

11. Бесекерский В.А. Динамический синтез систем автоматического регулирования. Изд. Наука. Главная редакция физико-математической литературы. М., 1970. 576 с.

12. Левинстейн Мадер Приемники ИК диапазона для дистанционного зондирования, 1974.

Лосин Андрей Александрович, канд. техн. наук, докторант, losinaa77@yandex.ru, Россия, Санкт-Петербург, Михайловская военная артиллерийская академия

A MATHEMATICAL MODEL OF THE GUIDANCE SYSTEM ANTI-TANK GUIDED MISSILE

A.A. Losin

The advantages of using a thermal imaging head in the guidance system of an anti-tank guided missile are considered. The design technique is based on the original method of structural synthesis of the homing system of an anti-tank guided missile with a thermal head developed by the author.

Key words: anti-tank, missile, system, guidance, homing, control.

Losin Andrey Alexsandrovich, candidate of technical sciences, doctoral, losinaa77@yandex.ru, Russia, Saint Petersburg, Mikhailovskaya military artillery Academy