

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СТРЕЛБЫ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ ПО ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ И ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫМ ЦЕЛЯМ

Лопухов А.В.

Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь», г. Минск,
Республика Беларусь, lopuchov.2017@mail.ru

В статье излагается методика построения перспективной системы управления зенитной управляемой ракетой, которая основывается на комбинированном способе создания управляющих сил и моментов, а также синтез данной системы используя теорию синергетического управления.

Особое и важное внимание в современных вооруженных противоборствах занимает средства воздушно-космического нападения (СВКН), которые способны решать как стратегические, так и тактические задачи [1].

СВКН состоят из: авиационного, ракетного и космического вооружения. Которые способны уничтожать важные государственные (военные) объекты, воздушного и наземного базирования, с высокой точностью поражения.

Исходя из этого, появляется необходимость создания надежной защиты от СВКН, так как от её решения зависит обороноспособность Республики Беларусь. Такая защита включает в себя следующие компоненты: противокосмическую, противоракетную и противовоздушную оборону (ПВО).

Одним из важнейших компонентов является ПВО, с её помощью обороняются наиболее важные административные и промышленные центры, крупные военные базы, атомные электростанции и другие важные объекты, от ударов СВКН [2].

Для обеспечения организации системы ПВО она должна включать в себя следующие подсистемы (рисунок 1).



Рисунок 1 – Организация системы ПВО

Зенитные ракетные комплексы (ЗРК) – это основные компоненты современной ПВО, представляющие собой автономно функционирующую совокупность боевых и обеспечивающих средств. Они предназначены для поражения воздушных целей посредством применения зенитных управляемых ракет (ЗУР).

В зависимости от дальности действия ЗУР, различают следующие ЗРК:

ЗРК дальнего действия (более 100-150 км);

ЗРК средней дальности (20-100 км);

ЗРК малой дальности (до 20 км).

Постоянный рост тактико-технических характеристик СВКН, вынуждает применять новые ЗУР для ЗРК. Так как средства нападения получили существенное развитие и эффективность. Например, значительное расширение диапазона высот, скоростей и дальностей, а также тактических возможностей СВКН.

Возможности ЗРК по поражению СВКН в большинстве своем зависят от характеристик ЗУР, точности ее наведения на цель, в том числе и огневой производительности самого ЗРК.

Одним из способов повышения эффективности системы по ПВО является создание новых перспективных ЗУР для ЗРК, или модернизации уже имеющихся на вооружении страны ЗУР.

Управление полётом ЗУР, также как и управление, любым другим сложным динамическим объектом, является сложно организованным и структурированным процессом. Полет ЗУР зависит от огромного количества разнообразных факторов. Постановку задачи управления можно подразделить на следующие составляющие:

во первых – задача наведения, которая определяет траекторию движения центра масс ЗУР;

во вторых – задача стабилизации или ориентации, которая определяет движения ЗУР относительно центра масс.

Одним из подходов повышения эффективности стрельбы ЗУР по высокоскоростным и высокоманевренным целям является применение синергетической теории управления. Которая в свою очередь отличается новой системой построения систем управления (СУ) ракетой, что позволит повысить на 200% эффективность её стрельбы.

Синергетический эффект будет достигаться посредством применения комбинированного способа создания сил и моментов, а также синтеза контура стабилизации СУ ЗУР.

Большинство ЗУР построено по классическим аэродинамическим способам создания управляющих сил и моментов. Однако управление ЗУР на начальном и конечном участке, с помощью аэродинамических рулей является трудной и малоэффективной, что в результате сказывается на эффективности стрельбы, перерасходе ракет или пропуску цели, а это в свою очередь недопустимо. Использование аэродинамического способа эффективно только на средних высотах и дальностях.

Для обеспечения эффективной стрельбы по высокоскоростным и высокоманевренным целям необходимо использовать комбинированный способ создания сил и моментов.

Комбинированный способ – это такой способ, который основан на использовании аэродинамического способа создания сил и моментов совместно с газодинамическим, что позволит обеспечить максимальную эффективность наведения ракеты на цель, и впоследствии ее уничтожения с большой вероятностью.

Обеспечение гарантированного поражения цели предъявляет высокие требования к точности наведения ЗУР в условиях ограниченного времени на конечной фазе наведения ЗУР на средства воздушного нападения, когда достоверная информация о цели появляется непосредственно перед точкой встречи ракеты со СВКН.

Обеспечить максимальную точность наведения, на конечном участке ракета-цель можно при обеспечении у ракеты свойств сверхманевренности. Которая будет достигаться путем применения комбинированного способа, когда время реакции ЗУР или время выхода на тре-

буемую перегрузку минимальна, а уровень поперечных перегрузок на больших высотах выше, чем у ЗУР с классическим, аэродинамическим способом создания сил и моментов.

Система стабилизации основывается на современных аэродинамических и газодинамических поперечных способах управления, построенная в виде двух каналов (рисунок 2).

Способ моноимпульсного поперечного управления заключается в разовом включении двигателя, который ориентируется на резкое изменения положении центра масс цели или маневре. Управляющим параметром является момент включения и время действия двигателя поперечного управления (ДПУ). А момент включения определяет блок принятия решения, располагаемый в канале газодинамического способа создания управляющих сил и моментов.

Включение ДПУ производится в определенный момент, когда угловая скорость визирования достигнет критического значения или порогового, которая определяется по формуле:

$$\omega_{\text{пор}} = \frac{W_{\text{ДПУ}}}{2V}, \quad (1)$$

где $W_{\text{ДПУ}}$ поперечное ускорение;

V – скорость сближения ЗУР с целью.

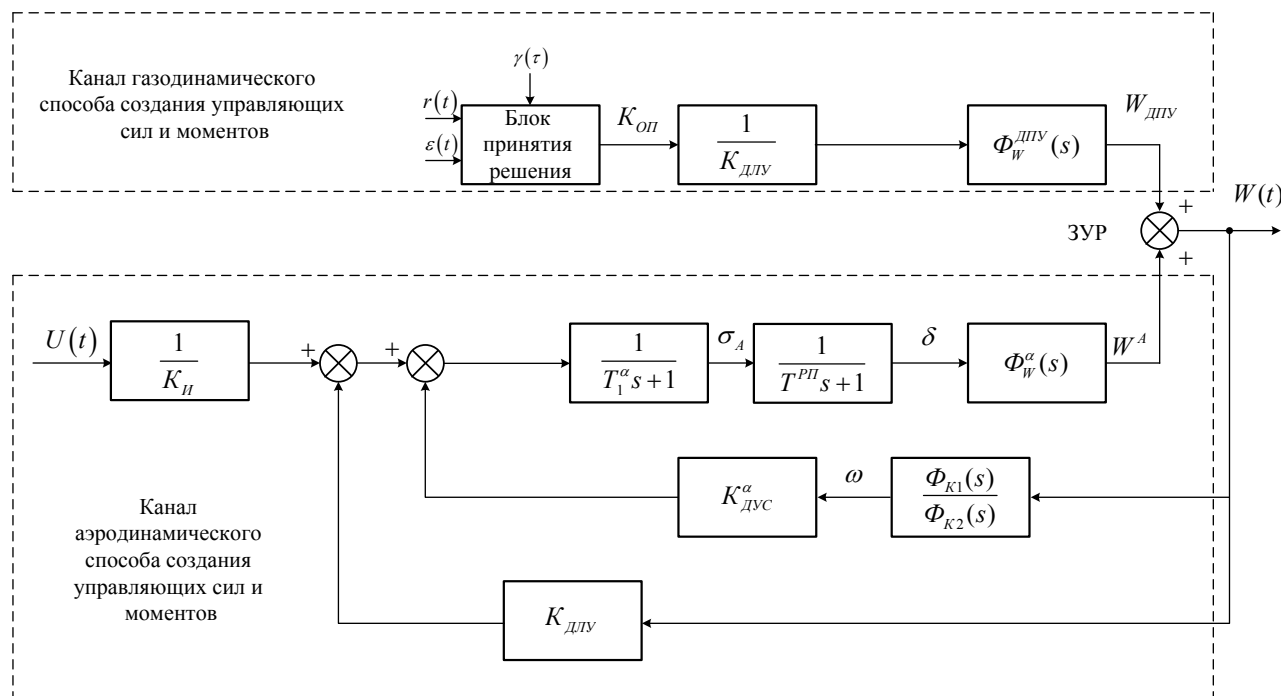


Рисунок 2 – Структурная схема системы стабилизации при использовании комбинированного способа создания управляющих сил и моментов

Если не вдаваться в детальные количественные оценки, можно отметить качественное различие в точности наведения ЗУР с традиционным аэродинамическим и новым комбинированным способом управления. Ракета, выполненная с помощью комбинированного способа поперечного управления, достигает свойств сверхманевренности на «финишной» фазе перехвата и способна обеспечить высокую вероятность поражения цели, а в целом уменьшить ошибки наведения в 5-7 раз. Тем самым обеспечилось решение одной из задач поставленных выше – задача наведения, которая предназначена для определения траекторий движения центра масс ЗУР.

Второй задачей является стабилизации ракеты в пространстве или её ориентация.

Синтез системы стабилизации будет осуществляться путем синтеза регулятора, который будет основываться на полной нелинейной математической модели пространственного движения ЗУР. Которая в максимальной степени будет учитывать все динамические характеристики СУ ЗУР.

Полная нелинейная математическая модель представлена в [3]. Она имеет двенадцатый порядок (рисунок 3).

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1(t) = \delta_1 x_2 x_6 - \beta_1 x_3 x_5 - \frac{u_1}{m}, \\ \dot{x}_2(t) = \frac{u_2}{m} - \beta_2 x_1 x_6 + \delta_2 x_3 x_4, \\ \dot{x}_3(t) = \frac{u_3}{m} - \beta_3 x_2 x_4 + \delta_3 x_1 x_5, \\ \dot{x}_4(t) = \frac{u_4}{I_x} + \alpha_1 x_5 x_6 \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, \\ \dot{x}_5(t) = \frac{u_5}{I_y} - \alpha_2 x_4 x_6 \frac{(I_x - I_z)}{I_y}, \\ \dot{x}_6(t) = \frac{u_6}{I_z} + \alpha_3 x_4 x_5 \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, \\ \dot{x}_7(t) = x_1 \cos x_{12} \cos x_{10} + x_2 (\sin x_{11} \sin x_{12} - \cos x_{11} \cos x_{12} \sin x_{10}) + \\ + x_3 (\cos x_{11} \sin x_{12} - \sin x_{11} \sin x_{12} \sin x_{10}), \\ \dot{x}_8(t) = x_1 \sin x_{11} + x_2 \cos x_{11} \cos x_{10} - x_3 \sin x_{11} \cos x_{10}, \\ \dot{x}_9(t) = -x_1 \sin x_{12} \cos x_{10} + x_2 (\sin x_{11} \cos x_{12} + \cos x_{11} \sin x_{12} \sin x_{10}) + \\ + x_3 (\cos x_{11} \cos x_{12} - \sin x_{11} \sin x_{12} \sin x_{10}), \\ \dot{x}_{10}(t) = x_5 \sin x_{11} + x_6 \cos x_{11}, \\ \dot{x}_{11}(t) = x_4 - \operatorname{tg} x_{10} (x_5 \cos x_{11} - x_6 \sin x_{11}), \\ \dot{x}_{12}(t) = x_5 \frac{\cos x_{11}}{\cos x_{10}} - x_6 \frac{\sin x_{11}}{\cos x_{10}}, \end{array} \right. \quad (2)$$

где $x_1 = V_x$, $x_2 = V_y$, $x_3 = V_z$ – проекции вектора линейной скорости на оси связанной системы координат;

$x_4 = \omega_x$, $x_5 = \omega_y$, $x_6 = \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат;

$x_{10} = \vartheta$, $x_{11} = \gamma$, $x_{12} = \psi$ – углы: тангажа, крена и рысканья

$u_4 = M_x$, $u_5 = M_y$, $u_6 = M_z$ – суммарные моменты сил;

$\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = \frac{1}{m}$, I_x , I_y , I_z – моменты инерции;

$\delta_{1-3} = \beta_{1-3} = 1$ – весовые коэффициенты.

Моделирование осуществлялось на основе полной нелинейной математической модели, где учитывались все возможные факторы [4-6], оказывающие влияние на поведение ЗУР

Синтез будет производиться в пакете прикладных программ Матлаб [7]. Задача синтеза заключается в определении структуры и параметров контурных регуляторов. Суть задачи сводится к выбору таких управляющих воздействий, при которых выходные значения объекта управления должны соответствовать входным величинам, или разница в значениях лежала бы в пределах допустимой погрешности.

На сегодняшний день теория автоматического управления использует методы силового внешнего воздействия на объект управления. Однако наступило время пересмотра данных подходов, и ставится задача об использовании приемов теории синергетического управления (ТСУ) [4].

Синтез регулятора методом аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР) основывается на введении последовательности инвариантных многообразий (ИМ), путем оптимизации которых можно добиться желаемого поведения динамической системы, исходя из поставленных целей управления.

Задача синтеза заключалась в обеспечении требуемых динамических свойств замкнутой системы ЗУР, синтезируя при этом такой вектор управления, который обеспечит перевод объекта управления из произвольной исходной позиции (транспортно-пусковой контейнер) на некоторые ИМ, которые выступают в роли линии или точки, а затем непосредственно на аттрактор, т.е. цель, для её поражения.

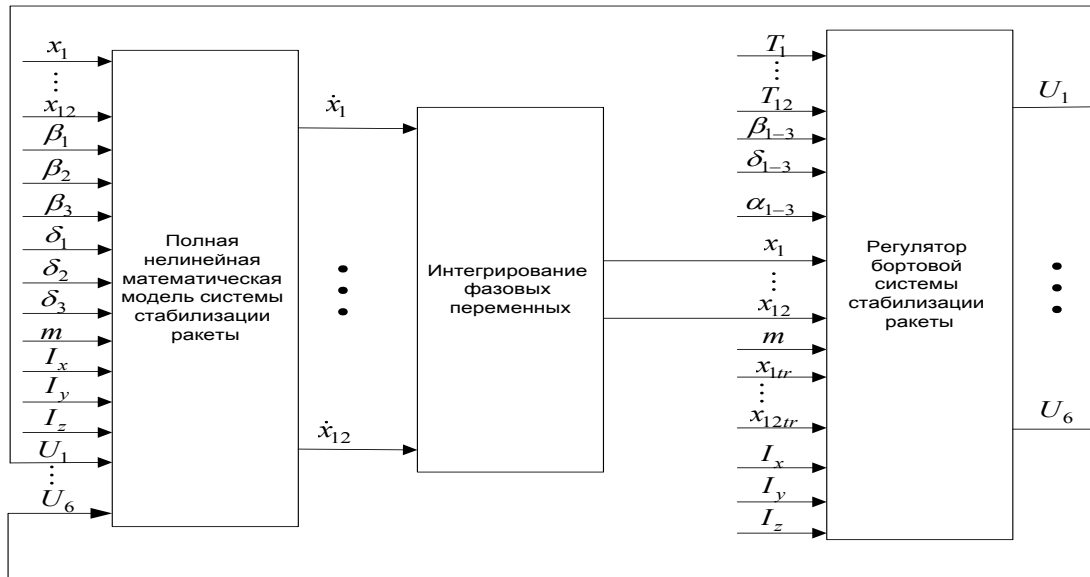


Рисунок 3 – Полная нелинейная математическая модель пространственного движения ЗУР

Управление ЗУР в ТСУ представляет собой целенаправленный процесс уменьшения «избыточных» степеней свободы. Избыточными считаются те, которые, не предназначены для обеспечения заданных целей управления. В конце синтеза остаются только те, которые определяют технологическую задачу управления ЗУР.

Сжатие фазового пространства с двенадцатого порядка (2) до шестого:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_7(t) &= x_{1tr} \cos x_{12} \cos x_{10} + \phi_2 (\sin x_{11} \sin x_{12} - \cos x_{11} \cos x_{12} \sin x_{10}) + \\
 &+ \phi_3 (\cos x_{11} \sin x_{12} + \sin x_{11} \cos x_{12} \sin x_{10}), \\
 \dot{x}_8(t) &= x_{1tr} \sin x_{11} + \phi_2 \cos x_{11} \cos x_{10} - \phi_3 \sin x_{11} \cos x_{10}, \\
 \dot{x}_9(t) &= -x_{1tr} \sin x_{12} \cos x_{10} + \phi_2 (\sin x_{11} \sin x_{12} - \cos x_{11} \sin x_{12} \sin x_{10}) + \\
 &+ \phi_3 (\cos x_{11} \cos x_{12} - \sin x_{11} \cos x_{12} \sin x_{10}), \\
 \dot{x}_{10}(t) &= \phi_5 \sin x_{11} + \phi_6 \cos x_{11}, \\
 \dot{x}_{11}(t) &= \phi_4 - \operatorname{tg} x_{10} (\phi_5 \cos x_{11} - \phi_6 \sin x_{11}), \\
 \dot{x}_{12}(t) &= \phi_5 \frac{\cos x_{11}}{\cos x_{10}} - \phi_6 \frac{\sin x_{11}}{\cos x_{10}}.
 \end{aligned} \tag{3}$$

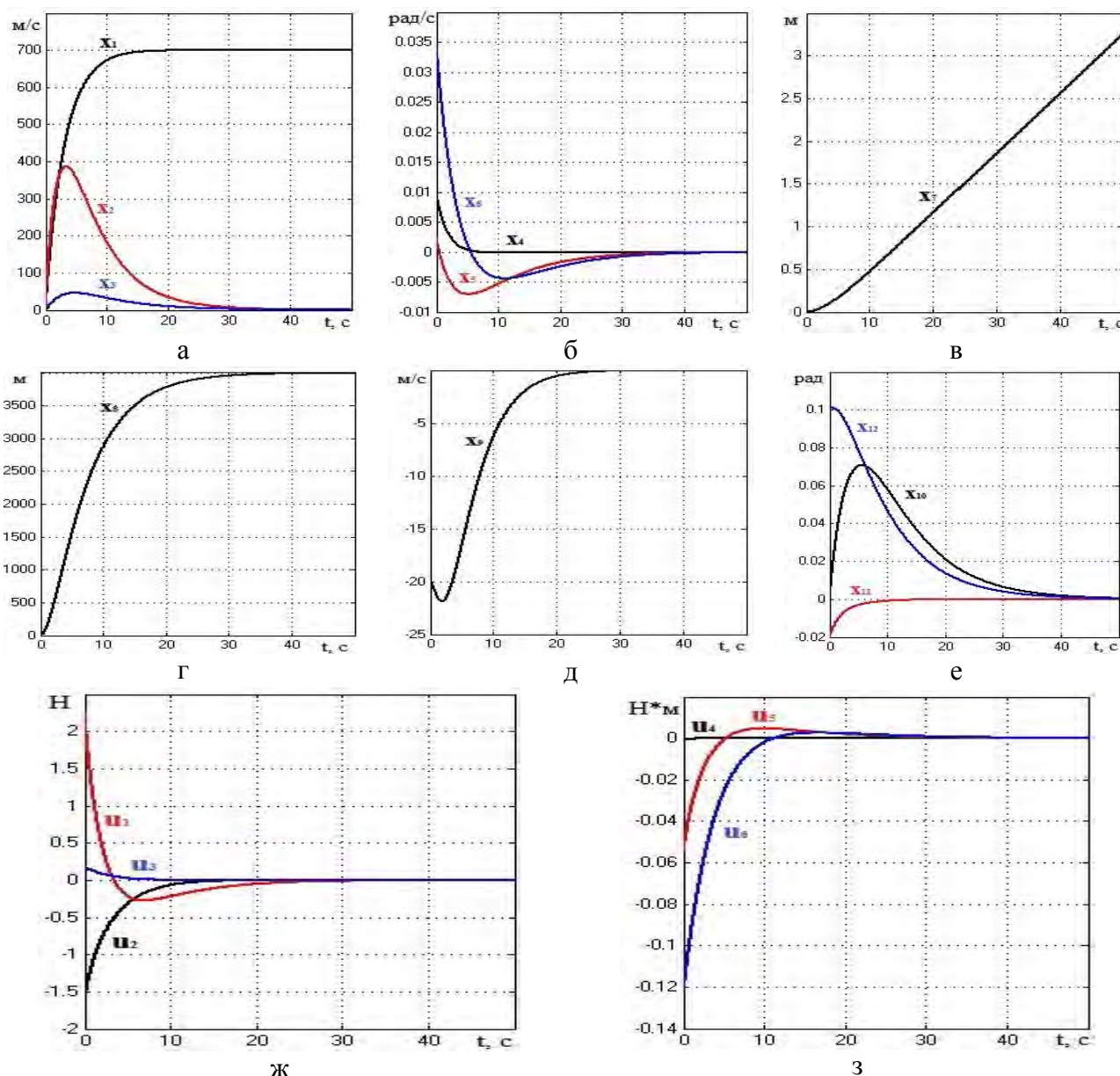
Необходимо выбрать критерий качества, при помощи сопровождающего функционала, который определяется исходя из цели функционирования ЗУР:

$$J = \int_0^{\infty} \left(\sum_{s=1}^m [T_s^2 \dot{\Psi}_s^2(t) + \Psi_s^2(t)] \right) dt, \tag{4}$$

где T_s – постоянные времени, которые влияют на качество динамики процессов в замкнутой системе «объект-автопилот»;

Ψ_s – инвариантные многообразия.

При синергетическом синтезе регулятора, получились следующие графики, которые и определяют возможность применения ТСУ для синтеза регулятора для СУ ЗУР (рисунок 4).



- а – Проекция вектора линейной скорости: продольной, вертикальной и боковой оси;
- б – Проекция вектора угловой скорости: продольной, вертикальной и боковой оси;
- в – Линейное продольное перемещение;
- г – Изменение высоты полета;
- д – Линейное боковое перемещение;
- е – Углы: тангажа, крена и рысканья;
- ж, з – Переходные процессы относительно внешних управлений.

Рисунок 4 – Результаты моделирования регулятора для СУ ЗУР на основе ТСУ

Проекция вектора линейной скорости (продольной) достигает желаемых значений за минимальный промежуток времени, так как вертикальные и боковые оси с течением небольшого промежутка времени стремятся и достигает нулевой отметки (рисунок 4а).

Проекция вектора угловых скоростей продольной, вертикальной и боковых осей соответственно, которые в полной мере описывают ориентацию ракеты в пространстве, относительно центра масс точно также затухают и к 20 секунде достигают нулевой отметки и движется вдоль нее (рисунок 4б).

Линейное продольное перемещение (рисунок 4в) достигает и стремится к желаемым значениям, минимальной дальности полета ЗУР.

Ракета реализует требуемое значение высоты полета от 0 метров до 5000 метров за 28 секунд (рисунок 4г).

Линейное боковое перемещение угловых координат достигает желаемого значения, в том числе и углы (тангажа, крена и рысканья) исходя из требований управления ЗУР (рисунок 4д,е) [5].

Переходные процессы, которые являются внешними управлениями, представленные в первых шести уравнениях полной нелинейной математической модели пространственного движения ЗУР [3], заканчивают свое действие при достижении необходимых величин и стремятся к нулю, после их достижения (рисунок 4ж,з).

Исходя из полученных результатов видно, что за минимальный промежуток времени фазовые переменные достигают необходимые нам динамические характеристики ЗУР, при этом обеспечивается:

максимальный учет свойств ракеты;

СУ ЗУР рассматривается без разбиения его на отдельные контуры управления;

инвариантность к внешним и внутренним возмущающим факторам;

требуемые перегрузки за минимальный промежуток времени и грубость к переходным процессам.

Список литературы:

1. Рюриков, Д. Б. Американская концепция «Быстрого глобального удара» / Д. Б. Рюриков // Геополитика и мегаполис. – 2010. – № 2. – С. 16–23.
2. Фактор противоракетной обороны в формировании нового пространства безопасности: сб. материалов Моск. Междунар. Конф. по противоракетной проблематике. – М.: Военинформ МО РФ, 2012. – 586 с.
3. Кун, А. А. Основы построения систем управления ракетами / А. А. Кун, В. Ф. Лукьянов, С. А. Шабан. : Изд. академии, 2001. – 131 с.
4. Колесников, А. А. Синергетические методы управления сложными системами: теория системного синтеза / А. А. Колесников. – М. : Едиториал УРСС, 2005. – 229 с.
5. Основы построения систем управления ракетами / А. А. Кун [и др.]. – Минск : ВА РБ, 2016.
6. Тюкин, И. Ю. Адаптация в нелинейных динамических системах / И. Ю. Тюкин, В. А. Терехов. – СПб., 2006. - 378 с.
7. Щербаков, В. С. Основы моделирования систем автоматического регулирования и электротехнических систем в среде Matlab Simulink : учеб. пособие / В. С. Щербаков, А. А. Руппель, В. А. Глушец. – Омск : СибАДИ, 2003. – 160 с.