лучу в ИК-диапазоне электромагнитных волн и одновременно получает команды внешней системы обнаружения и целеуказания, коррекции с помощью управляющих импульсов, поступающих из блока АЦП-ЦАП 21 [2—4].

Библиографический список:

1. Сторощук О.Б., Коршунов А.И. Устройство лучевого наведения управляемого объекта. Патент России на изобретение RU: 2267733, Москва: Федеральный институт промышленной и интеллектуальной собственности Российской Федерации, 10.01.2006 год.

2. Григорьев-Фридман С.Н. Переговорное устройство “Луч” в оптическом диапазоне, в режиме “радиомолчания”. // Машиностроитель / Серия Связь, Москва: Вираж-Центр, № 3, 2016. Страницы 29–40.

3. Григорьев-Фридман С.Н. Мобильное переговорное устройство на базе лазерного диода. // Машиностроитель / Серия Связь, Москва: Вираж-Центр, № 4, 2017. Страницы 39–48.

4. Григорьев-Фридман С.Н. Мобильное переговорное устройство на базе твёрдотельного лазера с накачкой лазерным диодом. // Машиностроитель / Серия Связь, Москва: Вираж-Центр, № 5, 2017. Страницы 26–34.

5. Ефремов А., Омельянчук А. Хранители неба. // Воздушно-космическая сфера, №3/4 (88/89), декабрь 2016, Москва: Вневедомственный экспертный совет по вопросам воздушно-космической сферы. Страницы 64-68.

6. Ольгин С. Проблемы оптоэлектронного противодействия (по взглядам зарубежных военных специалистов).// Зарубежное военное обозрение, Москва: Красная звезда, № 9, 2002. Страницы 35–41.

7. Семёнов А. Защита гражданских самолётов от зенитных ракет. // Зарубежное военное обозрение, Москва: Красная звезда, № 12, 2002. Страницы 35.

8. Григорян В.А., Юдин Е.Г., Терехин И.И. и другие. Защита танков. / под редакцией В.А. Григоряна. Москва: Московский государственный технический университет имени Николая Эрнестовича Баумана, 2007, 327 страниц.

9. Спасский Н., Иванов С. Оптико-электронные системы и лазерная техника: Энциклопедия XXI век. Том 11, Москва: Оружие и технологии, 2005, 720 страниц.

10. Щербак Н. Противодействие зенитным управляемым ракетам с инфракрасным наведением (современные бортовые средсва).// Электроника: Наука. Технология. Бизнес, № 5, Москва: Электроника, 2000. Страницы 52–55.

Нгуен Ван Банг
Аспирант. Технический Университет им. Ле-Куй-Дона.
236 Хоанг Куок Вьет, Ханой, СРВ

УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЗУР НА ОСНОВЕ УНИВЕРСАЛЬНО ЛИНЕЙНОГО АДАПТИВНОГО С ЭТАЛОННОЙ МОДЕЛЬЮ РЕГУЛЯТОРА, ПРИМЕНЯЮЩЕГО MIT ЗАКОН

Nguyen Van Bang
Graduate student. Technical University Le Quy Don
236 Hoang quoc Viet, Hanoi, Vietnam.
Doan The Tuan

CONTROL MOTION FOR ANTI-AIRCRAFT MISSILE ON THE BASIS OF A UNIVERSAL LINEAR-ADAPTIVE WITH THE REFERENCE MODEL OF THE REGULATOR APPLYING THE MIT LAW

Аннотация. Научная практика мира показывает существование многочисленных разработок, посвященных вопросу стабилизации продолного и поперечного движения зенитно - управляемых ракет (ЗУР). Однако, современное развитие тактической авиации (цель для ЗУР) граздо усложняет условия решения задач стабилизации ЗУР и приводит разработанные методы к потери эффективности. По этому поводу, изучение и разработка новых методов управления и стабилизации ЗУР на основе современных достижений науки остается акктуальными.

Представляя движение ЗУР в сложных условиях, при которых одновременно изменяются динамические параметры ракеты, видно, что изменяются и параметры динамического контура телеуправления (или самонаведения тоже). Система управления ЗУР при этом становится нестационарной и неполной по информации.

Решением задачи точного управления ЗУР и её стабилизации в этих условиях предпочтительно считается использовать универсальное линейно-адаптивное с эталонной моделью управление, применившее MIT (Massachusetts Institude of Technology) закон.

В настоящей работе представлена разработка математического аппарата регулятора, построенного на высшесказанном предложении. Разработанный регулятор рекомендуется применить в контуре телеуправления ЗУР.

Регулятор имеет следующие достоинства: конструктивная простота; большая скорость сходимости выходной характеристики к эталонной; достаточная устойчивость к внешним возмущениям. Качества регулятора проверены математическим моделированием с помощью компьютерной программы Matlab-Simulink.

Annotation. Scientific practice the world has shown the existence developments on the issue stabilizing longitudinal movement of anti-aircraft missiles. However, the modern development of enemy tactical aviation is greatly complicating the conditions for solving stabilization problems and leads the developed methods to a loss

of efficiency. In this regard, the study and development of new methods for controlling and stabilizing missiles based on modern scientific advances remains relevant.

Representing the movement of missiles in these difficult conditions, under which the dynamic parameters of missiles simultaneously change, it is seen, that the parameters of the dynamic remote control circuit are changing. Wherein, the missile control system becomes unsteady and incomplete according to information.

By solving the problem precise control for missiles and its stabilization in these conditions it is preferably considered to use universal linear adaptive control with a reference model has applied the MIT law.

This paper presents the development mathematical model of regulator. The developed regulator is recommended to be used in the loop remote control missiles.

The regulator has the following advantages: constructive simplicity; high rate convergence of the output characteristic to the reference; sufficient resistance to external disturbances. The quality of the controller is verified by mathematical modeling using the Matlab-Simulink computer program.

Ключевые слова: зенитно-управляемая ракета (ЗУР); универсальное линейно-адаптивное с эталонной моделью управление, применяющее МІТ закон (УЛАУ с МИТом); телеуправление.

Keywords: anti-aircraft missile; universal linear adaptive control with a reference model applying MIT law; telecontrol.

Введение

Изучение телеуправления ЗУР сводится к тремя основным вопросам:

- Стабилизация самой ЗУР как объект управления при изменении условий её полета;
- Разработка альтернативного метода наведения с целью получения оптимальной траектории ЗУР в условии маневра цели;
- Обеспечение необходимой устойчивости и точности контура телеуправления с учетом его нестационарности.

По этим вопросам занимается много ученных и существуют многочисленные труды, некоторые из них были реализованы на практике [5]. Однако, вопрос о разработке универсального альтернативного регулятора, способного одновременно скомпенсировать изменения динамических параметров ЗУР и контура наведения, обеспечивая их устойчивость, остается открытом. Некоторые изучения [4,5] сосредоточены на разработку PID-регулятора, адаптивного с эталонной моделью на основе теории Ляпунова. Нерешенные научные вопросы в этих трудах оказываются применяемостью их в контурах наведения ЗУР выше 2-х степеней и сложностью структурно математического аппарата.

Как известно, что изменение условий полета ЗУР вызывается основным изменением скорости, высоты и ограничением угла атаки. Это приводит к изменение динамических параметров (коэффициент: передачи; демфира; постоянная времени) самой ракеты в неопределенных пределах [1,3,7]. Изменение динамических параметров ракеты существенно влияет на управляемость ракеты и контура наведения в целом.

Основываясь на выших анализах, ставится задача разработки универсального регулятора для ЗУР и контура телеуправления, способного отработать ошибок наведения, возникнувщих в изменении условий полета или по внешним воздействиям. Намеренно, что этот регулятор будет построен в виде линейно-адаптивного с эталонной моделью регулятора на основе применения МІТ закона.

Метод решения

Синтез универсального линейно-адаптивного с эталонной моделю регулятора на основе МІТ закона

Пусть бортовая система стабилизации (БСС) ракеты имеет структуру, показанную на рисунке 1 (рис.1), в которой описываются следующие зависимости:

- $y(t) = a_p(t)$ - нормальное ускорение ракеты как объект управления;
- $y_m(t) = a_m(t)$ - нормальное ускорение, создаваемое эталонной моделью;
- $u_{yc}(t) = a_{yc}(t)$ - требуемое ускорение, создаваемое методом наведения;
- $u(t) = a_d(t)$ - нормально-потребное ускорение для управления.

Передаточная функция ракеты имеет вид:

$$\frac{a_p}{a_d} = \frac{y_p}{u} = \frac{B(p)}{A(p)} = \frac{K_p}{T_p^2 p^2 + 2\xi_p T_p p + 1} \quad (1)$$

Где: $B(\mathrm{p}) = K_p$; $A(\mathrm{p}) = \mathrm{T}_p^2 p^2 + 2\xi_p T_p \mathrm{p} + 1$ в которых: K_p - передаточный коэффициент; ξ_p - коэффициент демфирования; T_p - постоянная времени ракеты соответственно.

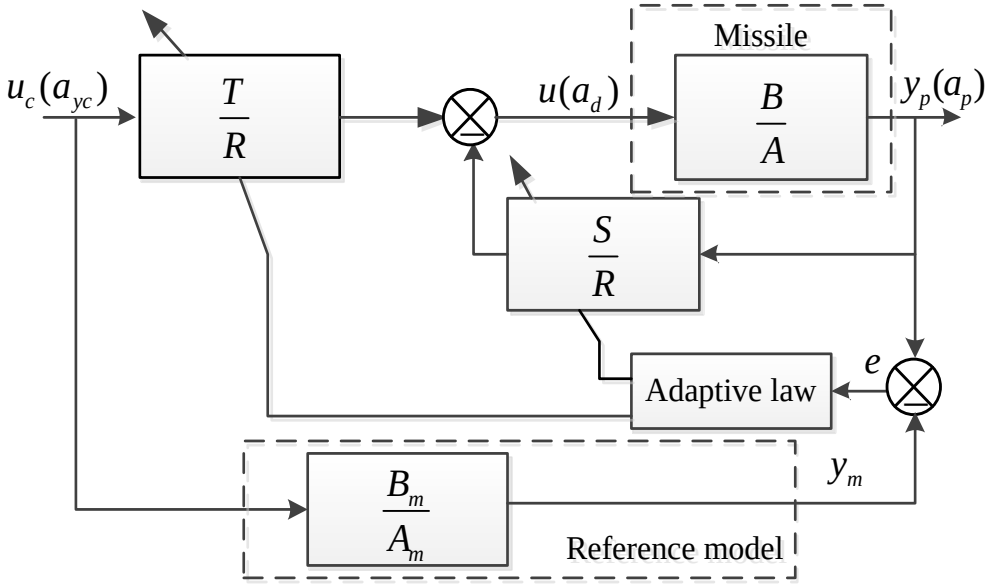

Рис.1. Сруктурная схема универсального линейно-адаптивного с эталонной моделью регулятора на основе MIT закона

В рисунке 1, R, T, S - полиномы, порядка которых соответствует n_R, n_T, n_S.

Передаточная функция эталонной модели имеет вид:

$$\frac{a_m}{a_{yc}} = \frac{y_m}{u_{yc}} = \frac{B_m(p)}{A_m(p)} \quad (2)$$

Общий закон линейного регулирования согласно с [2,3] имеет вид:

$$R.u = T.u_{yc} - S.y_p \quad (3)$$

Ошибка рассогласования (e) по нормальному ускорению между ракетой и эталонной моделью представлена в виде:

$$e = a_p - a_m = y_p - y_m \quad (4)$$

Ставится задача определения необходимой структуры и закона обновления параметров в полиномах R, T, S так, чтобы $e(t) \to 0$.

Выходная реакция ракеты с учетом адаптивного регулирования можно описывать соотношением:

$$y_p = \frac{BT}{AR+BS} u_{yc} \quad (5)$$

Выходная реакция эталонной модели в том же условии воздействия:

$$y_m = \frac{B_m}{A_m} u_{yc} \quad (6)$$

Сравнивая (5) и (6), заметим:

- Чтобы выполнить требование регулирования, что ошибка «*e*» стремится к нулю, необходимо, чтобы полюсовые точки БСС ракеты и эталонной модели были совпадены, т.е. сумма $AR + BS$делима A_m;

- Нулевые точки, расположенные в левой части мнимой плоскости матрицы B должно быть ликвидированы полосовыми точками замкнутого контура стабилизции.

Предположим, что можно разложить $B = B^+B^-$, при этом B^+содержит нулевые точки в левой части мнимой плоскости. Условием ликвидации нулевых точек является делимость суммы $AR + BS$ на B^+. Поэтому должно быть

$$AR + BS = A_0 A_m B^+ \quad (7)$$

С другой стороны, матрица R будет представлена в виде:

$$R = R_1 B^+ \quad (8)$$

Подставляя (8) в (7), получим:

$$AR_1 + B^- S = A_0 A_m \quad (9)$$

Учитывая (5) и (7), имеется место выражение:

$$y_p = \frac{B^+B^-T}{A_0 A_m B^+} u_c = \frac{B^-T}{A_0 A_m} u_c \quad (10)$$

Сравнивая (10) с (6), получается следующее:

$$\begin{cases} B_m = B^- B_m' \\ T = A_0 B_m' \end{cases} \quad (11)$$

Условие существования решения задачи адаптиного управления по этвлонной модели [2,4] является выполнением следующего неравенства:

[степень(A_m) – степень(B_m)] ≥ [степень(B_m) – степень(B)]

Отсюда, выбираяется эталонная модель вида:

$$\frac{y_m}{u_{yc}} = \frac{B_m}{A_m} = \frac{1}{T_m^2 p^2 + 2\xi_m T_m p + 1} \quad (12)$$

в которой:

$B_m = 1$ và $A_m = T_m^2 p^2 + 2\xi_m T_m p + 1$, $\omega_m = \frac{1}{T_m}$

Учитывая (1), следует

$B = K_p \to B^+ = 1$ *и* $B^- = K_p$ *следует* $B_m' = \frac{1}{K_p}$

Если сравнить (12) с (5) и учитываются выражения (1), (2) и (3), то можно выбрать следующие:

$$T = t_0;\ R = r_0;\ S = s_1 p + s_0 \quad (13)$$

при этом соотношение (5) превратилось в (14):

$$\frac{y_p}{u_{yc}} = \frac{K_p t_0}{r_0(T_p^2 p^2 + 2\xi_p T_p p + 1) + K_p(s_1 p + s_0)} \quad (14)$$

Не тераясь общность, можно выбирать $r_0 = 1$ в (14) и при этом:

$$\frac{y_p}{u_{yc}} = \frac{K_p t_0}{T_p^2 p^2 + \left(2\xi_p T_p + K_p s_1\right)p + 1 + K_p s_0}$$

$$\frac{y_p}{u_{yc}} = \left(\frac{K_p t_0}{(1+K_p s_0)}\right)\frac{1}{\frac{T_p^2}{(1+K_p s_0)}p^2 + \frac{2\xi_p T_p + K_p s_1}{(1+K_p s_0)}p + 1} \quad (15)$$

Учитывая (12) и (15), установим параметры для эталонной модели:

$$\frac{K_p t_0}{1+K_p s_0} = 1 \quad (16)$$

$$\frac{T_p^2}{1+K_p s_0} = T_m^2 \quad (17)$$

$$\frac{\xi_p T_p + K_p s_1}{1+K_p s_0} = \xi_m T_m \quad (18)$$

Решая (16), (17) и (18), получим следующие результаты:

$$t_0 = \frac{1}{K_p}\frac{T_p^2}{T_m^2} \quad (19)$$

$$s_0 = \frac{K_p t_0 - 1}{K_p} = \frac{1}{K_p}\left(\frac{T_p^2}{T_m^2} - 1\right) \quad (20)$$

$$s_1 = \frac{1}{K_p}\frac{T_p}{T_m}\left(\xi_m T_p - \xi_p T_m\right) \quad (21)$$

Как отмечается в постановке задачи, из-за изменения условий полета, динамические параметры ЗУР (K_p, T_p, ξ_p) изменяются неопределенно. В результате чего величины t_0, s_0, s_1 будут неопределены. Отсюда вытекается необходимость синтеза адаптивного закона обновления этих величин в ходе работы адаптивного регулятора.

Из выражения (3) следует закон адаптивного управления:

$$u = t_0 u_{yc} - (s_1 p + s_0) y_p \quad (22)$$

$$R.u = T.u_{yc} - S.y_p \quad (23)$$

Значить образовывается параметрическая матрица в регуляторе как параметрический вектор $\theta = [t_0, s_1, s_0]^T$. Следующий вопрос является нахождением адаптивного закона обновления параметров этого вектора θ, для чего, выбирается штрафная (весовая) функция вида [2,3]:

$$J = \frac{1}{2}e^2 \quad (24)$$

при которой закон обновления параметров вектора θ должен обеспечить так, что $limJ_{e\to 0} = 0$.

Закон MIT (Massachusetts Institude of Technology) в [2,3] предлагает, что:

$$\frac{d\theta}{dt} = -\gamma e \frac{\partial e}{\partial \theta} \text{ при условии } \gamma > 0, \quad (25)$$

С MIT законом, установили

$$\frac{dJ}{dt} = e\dot{e} = e\left[\frac{\partial e}{\partial \theta}\right]^T\left[\frac{d\theta}{dt}\right] = -\gamma e^2\left[\frac{\partial e}{\partial \theta}\right]^T\left[\frac{\partial e}{\partial \theta}\right] \le 0,$$

поэтому J по времени стремится к минимальному значению (нуль).

Применяя привило определения частных производных много зависимой функции по выходным характеристикам эталонной модели и синтезируемого регулятора, имеем:

$$\frac{\partial e}{\partial t_0} = \frac{\partial y_p}{\partial t_0} - \frac{\partial y_m}{\partial t_0} = \frac{B}{AR+BS}u_{yc} \quad (26)$$

$$\frac{\partial e}{\partial s_1} = \frac{\partial y_p}{\partial s_1} - \frac{\partial y_m}{\partial s_1} = -\frac{B^2 Tp}{(AR+BS)^2}u_{yc} = -\frac{Bp}{AR+BS}y_p \quad (27)$$

$$\frac{\partial e}{\partial s_0} = \frac{\partial y_p}{\partial s_0} - \frac{\partial y_m}{\partial s_0} = -\frac{B^2 T}{(AR+BS)^2}u_{yc} = -\frac{B}{AR+BS}y_p \quad (28)$$

Из-за неизвестности параметров в матрицах A и B, получается то, что соотношения (26), (27) и (28) будут неопределены. Поэтому закон обновления (25) будет невыполним. При этом ставится задача изыскания приближенного выражения для закона обновления параметров вектора θ, минуя вопрос определения параметров матриц A и B.

Смотриваясь система (на рис.1) в установившемся состоянии, из (7) следует $AR + BS = A_0 A_m B^+$. Используя (11) и (19), получим:

$$A_0 = \frac{T_p^2}{T_m^2} \quad (29)$$

Учитывая (7) при $B = B^+B^-$, следует получить:

$$\frac{\partial e}{\partial t_0} = \frac{K_p}{T_p^2}\frac{T_m^2}{A_m}u_{yc} \quad (30)$$

$$\frac{\partial e}{\partial s_1} = -\frac{K_p}{T_p^2}\frac{T_m^2 p}{A_m}y_p \quad (31)$$

$$\frac{\partial e}{\partial s_0} = -\frac{K_p}{T_p^2}\frac{T_m^2}{A_m}y_p \quad (32)$$

Существовано условие $\frac{K_p}{T_p^2} > 0$ и неизвестно его значение, это сводится к условному обозначению этого параметра под знаком γ и закон обновления параметов вектора (25) переписывается в виде:

$$\begin{cases} \frac{\partial t_0}{\partial t} = -\gamma e\left[\frac{T_m^2}{A_m}u_{yc}\right] = -\gamma e\left[\frac{1}{p^2+2\xi_m\omega_m p+\omega_m^2}u_{yc}\right] \\ \frac{\partial s_1}{\partial t} = \gamma e\left[\frac{T_m^2 p}{A_m}y_p\right] = \gamma e\left[\frac{p}{p^2+2\xi_m\omega_m p+\omega_m^2}y_p\right] \\ \frac{\partial s_0}{\partial t} = \gamma e\left[\frac{T_m^2}{A_m}y_p\right] = \gamma e\left[\frac{1}{p^2+2\xi_m\omega_m p+\omega_m^2}y_p\right] \end{cases} \quad (33)$$

Система уравнений (33) соответствует закону обнобления параметров вектора θ синтезируемого регулятора. Структурная динамическая схема синтезированного регулятора показана на рисунке 2 (рис.2). Начальные значения параметров регулятора определяются начальными условиями, параметрами самой ракеты и эталонной модели.

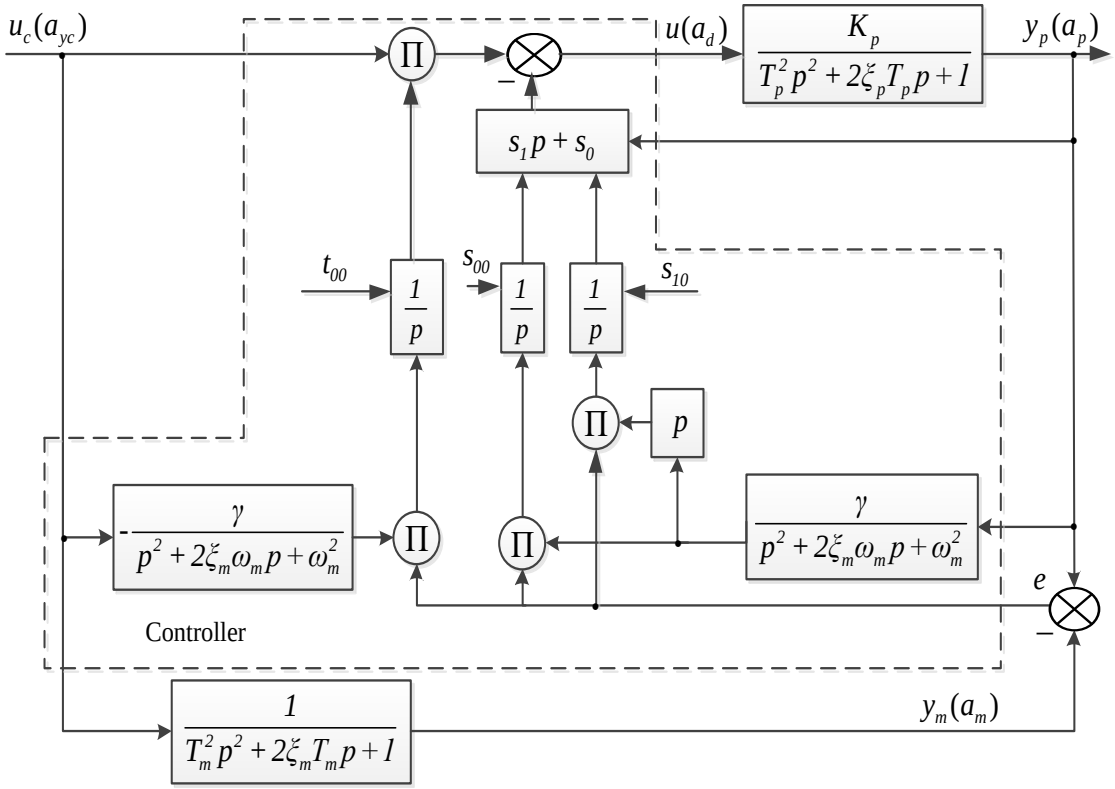

Рис. 2. Структурная динамическая схема БСС, применившей адаптивный с эталонной моделью регулятор на основе MIT закона

Исследование и результаты

В этой части работы, методом математического моделирования с помощью компьютерной программы Matlab – Simukink производится исследование фукционирования и качеств контура телеуправления ЗУР с БСС, применяющей адаптивный с эталонной моделью регулятор на основе MIT закона. Структурная схема системы [6] с таким регулятором показана на рис.3.

Опора для оценки эффективности разработки в работе будет основана на традиционном контуре телеуправления, структурная схема которого показана на рисунке 4.

Исследование осуществляется в условиях заданого закона движения цели и выбранного метода наведения «Трёх точек». Имея в виду, что именно закон движения цели вызывает изменение условий полета ракеты, тем самым изменяются динамические параметры ракеты и параметры контура бортовой стабилизации в цедом. Результаты исследовния доказывают как регулируются основные динамические параметры ракеты в этих условиях, чтобы система была стабилизована.

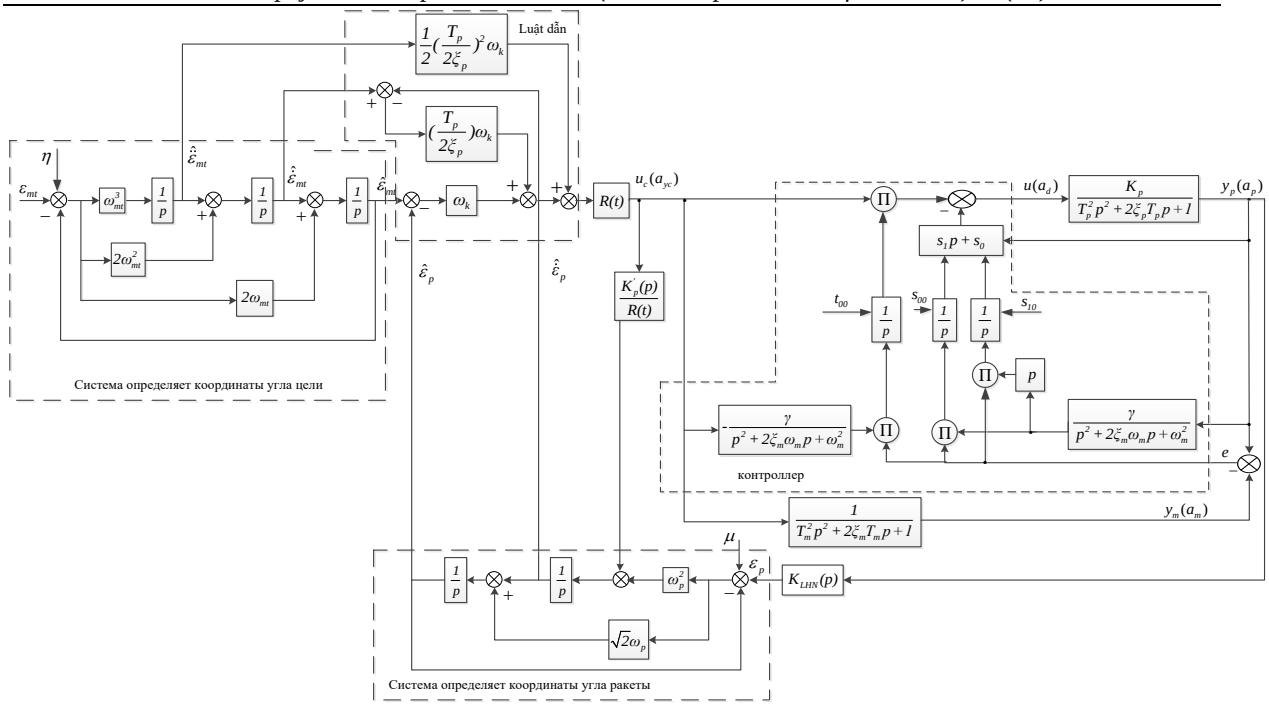

Рис.3. Замкнутый контур телеуправления ЗУР, применяющий адаптивный с эталонной моделью регулятор, работающий на основе MIT закона

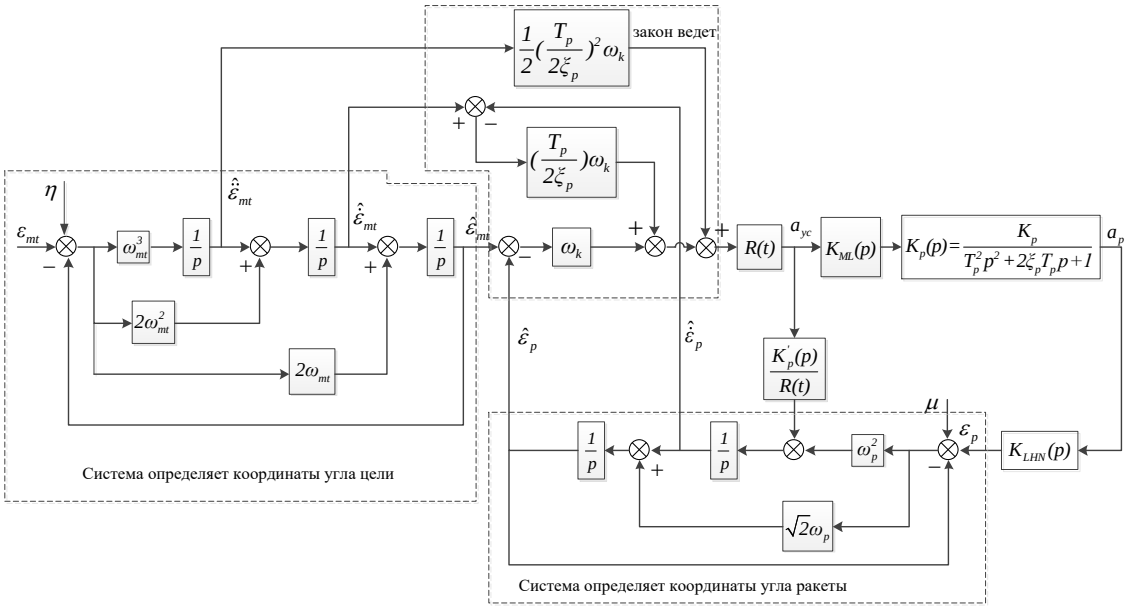

Рис.3. Традиционный замкнутый контур телеуправления ЗУР

Было установлено:

+ Передаточная функция эталонной модели: $\frac{B_m(p)}{A_m(p)} = \frac{1}{T_m^2 p^2 + 2\xi_m T_m p + 1}$, с параметрами $T_m = 0{,}1s$, $\xi_m = 0{,}7$;

+ Начальные параметры t_0, s_0, s_1 опрелеляются соответственно по (19), (20) и (21);

+ Адаптивный коэффициент $\gamma = 0{,}03$;

+ Передаточная функция ЗУР: $\frac{B(p)}{A(p)} = \frac{K_p}{T_p^2 p^2 + 2\xi_p T_p p + 1}$, где динамические параметры (K_p, T_p, ξ_p) ЗУР рассматриваются как функции изменения условий полета [3,7]:

$$T_p = \frac{1}{\sqrt{-\frac{57{,}3.C_y^{\alpha}.\rho\frac{V_p^2}{2}.S.(\bar{X}_m - \bar{X}_{F\alpha}).L_{\Phi}}{I_{Z_1}}}} \quad (s) \tag{34}$$

$$\xi_p = \frac{-\frac{m^{\omega_{Z_1}}_{Z_1}.\rho\frac{V_p^2}{2}.S.L_\Phi^2}{V_p.I_{Z_1}} + \frac{57{,}3.C_y^\alpha.\rho\frac{V_p^2}{2}.S}{mV_p} + \frac{P}{mV_p}}{2\sqrt{-\frac{57{,}3.C_y^\alpha.\rho\frac{V_p^2}{2}.S.(\bar{X}_m - \bar{X}_{F\alpha}).L_\Phi}{I_{Z_1}}}} \quad (35)$$

$$K_p = -\frac{C_y^\delta(\bar{X}_m - \bar{X}_{F\delta})}{C_y^\alpha(\bar{X}_m - \bar{X}_{F\alpha})} \quad (36)$$

В этих функциях: L_Φ - длина ракеты;X_m,$X_{F\alpha}$,$X_{F\delta}$ - координаты центра масс, давления ракеты и её рули соответственно; S,S_{CL} - площади подъёмной поверхности ракеты и рулей соответственно; C_y^α,C_y^δ,I_{z1},$m_{z1}^{\omega_z}$ - аэродинамические параметры ракеты; P,V_p, m - силовые и весовые параметры ракеты. Все пересчитанные параметры взяты в технической документации одного типа ЗУР.

Изменение условий полета считается в основном изменением высоты, при котором сильно изменяется плотность воздуха (ρ) по следующей зависимости:

$$\rho = \begin{cases} \rho_0\left(1 - \frac{H}{44300}\right)^{4{,}256} & при \quad H \le 11\text{км} \\ \rho_{11}.e^{-\frac{H-11000}{6340}} & при \quad H > 11\text{км} \end{cases} \quad (37)$$

С целью исследования адаптиности разработанного регулятора в составе контура телеуправления ЗУР при измененииии высоты полета, выбирается вариант движения цели:

В течение времени t_1=*(0÷5)сек.* цель равномерно движется на высоте $H_ц = 10$ кмс скоростью $V_ц = 450$ *м/сек*, а после чего, в остальное время t_2=*(5÷∞)сек.*, цель односторонно маневрируется вверх с перегрузкой n_y=5.

Подставив все необходимые параметры и законы в соответстующие звена контуров телеуправления (рис. 3) и (рис. 4), а на входе воздействует закон движения цели, получили следующие результаты, отражающие создание перегрузки ЗУР (рис. 5) и и отработку ошибок регулирования при изменении условий полета (рис.6).

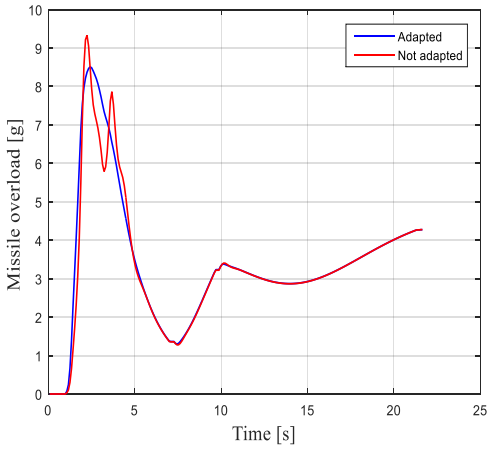

Рис.5. Перегрузочная характеристика ЗУР

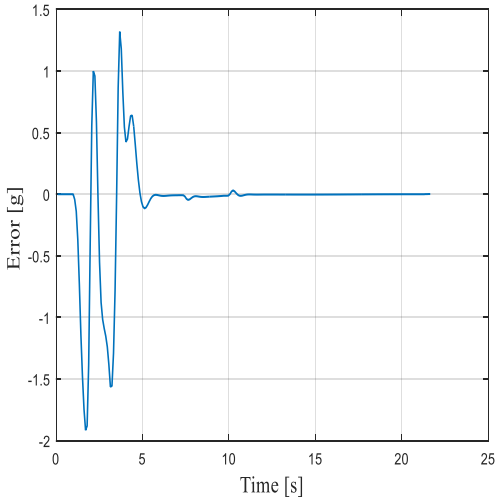

Рис.6. Характеристика изменения ошибок регулирования

Для оценки качеств наведения ЗУР во двух структурах, обычной (рис.4) и адаптивной (рис.3) контура телеуправления, приведены значения промаха ЗУР с целью в точке встречи в таблице 2.

Таблица 2

ПРОМАХ ЗУР В ТОЧКЕ ВСТРЕЧИ С ЦЕЛЬЮ

Тип контура телеуправления	Макс. Высота (км)	Промах (м)
Обычный (без регулятора)	17	24.45
Адаптивный (с регулятором)	17	16.79

Обсуждение

В одном и том же условии изменения высоты полета цели, учитывая закон её маневра, изменяются и динамические параметры ракеты. При этом разработанный адаптивный с эталонной моделью регулятор, работающий по MIT закону,

хорошо обеспечивает созданию необходимой перегрузки для ЗУР. В результате чего скомпенсируется ошибка наведения, возникающаяся в ходе маневра цели, т.е в изменении динамических характеристк самой ракеты.

Заключение

На основе постановки задачи синтеза альтернативного регулятора, способного отработать ошибок регулирования контура теленаведения ЗУР в условиях неопределенности изменения динамических параметров объекта управления, математическим методом сформированы структура и алгоритм функционирования ожидаемого регулятора. Особенность разработанного универсально линейного адаптивного с эталонной моделью регулятора заключается в применении MIT закона, который позволяет постоянно обноновить параметры коррекции и улучшать качество контура наведения ЗУР.

Достоинствами данного регулятора являются простота по структуре и большая скорость сходимости выходного параметра к эталонному. Кроме того, работа регулятора оказывается устойчивой.

Литература

[1]. Л. А. Зунг, Н. Х. До, Х. Л. Нгуа (1999), Теория полета и Основы построения ЗРК. – Воениздат. СРВ (том 1,2,3), 250ст.

[2]. Х. Т. Хоанг (2014), Теория современного автоматического управления. Издат. Политехнического Университета г. Хо Ши Мина, 210ст.

[3]. В. Х. Тиен (2011), Основы проектирования бортовой системы стабилизации летательных аппаратов. – Воениздат СРВ, 180ст.

[4]. Amerongen, J. van (March, 2004), Intelligent Control - MRAS, (part 1), Lecture notes, University of Twente, The Netherlands.

[5]. Pankaj, K., Kumar, J.S. and Nema, R.K. (2011), "Comparative Analysis of MIT Rule and Lyapunov Rule in Model Reference Adaptive Control Scheme", Innovative Systems Design and Engineering, Vol.2, pp. 154-162.

[6]. Е.А. Федосов, В.Т. Бобронников, М.Н. Красильщиков, В.И. Кухтенко, А.А. Лебедев, В.В. Малыщев, Е.В. Орлов, Б.В. Пучков, А.И. Силаев, В.А. Стефанов (1997), Динамическое проектирование систем управления автоматических маневренных летательных аппаратов, Машиностроение, Москва, стр. 49-269.

[7]. Голубев И.С. и Светлов В.Г. (2001), Проектирование зенитных управляемых ракет, Издательство МАИ, Москва.

UDC 378.1

Abdurayeva[1] G.E., Bakei [2] D.K.
The Karaganda state university of E.A.Buketova Karaganda,
The Karaganda state university of E.A.Buketova Karaganda,

ON THE APPLICATION OF INTELLIGENT MONITORING SYSTEMS IN PASSENGER TRANSPORT

Abstract. The article deals with the issues of solving many production problems related to the provision of daily comfort, safety and compliance with the schedule of transportation of passengers and ways to effectively solve such production problems. A rational solution of these issues requires careful and complete control over the progress of work at the enterprise. The article considers the ways of solution through the use of modern satellite monitoring system and the introduction of GPS-terminal monitoring of any type of transport.

Keywords: intelligent, systems, monitoring, sensor, passenger transport, GPS, bus, passenger flow, control, transportation

Each head of the transport company daily solves many production tasks related to comfort, safety and compliance with the schedule of transportation of passengers. And achieving effective solutions to production problems requires careful and complete control over the progress of work. Today, the use of modern satellite monitoring systems and the introduction of GPS monitoring terminals for all types of urban and intercity transport are being widely established.

Installation of trackers does not require intervention in the operation of the main components of vehicles, contributing to their rapid payback.

Advantages of satellite monitoring system for passenger transportation:

* Real-time tracking of all fleet objects.
* Reports on route and Parking traffic.
* Passenger traffic control.
* Fixation of the real fuel consumption.
* Guaranteed license acquisition or renewal.

Almost all professionals associated with the passenger transportation market are aware of three key problems of the industry:

1. High accident rate during transportation of passengers due to the driver's non-compliance with traffic rules. This problem is especially relevant for suburban and intercity routes.

2. Not the schedule of routes. Complaints of passengers urban and district authorities that drivers do not always drive on a set schedule, especially during rush hour, too long standing at the last stop, do not go gently, etc. As a consequence of the dissatisfaction of passengers in the quality of services provided.

3. The low profitability of the traffic. Carriers are forced to balance between the state requirements of the cost of a ticket and the need to maintain a fleet of