

Повышение точности системы управления зенитной ракеты

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Рассмотрены вопросы повышения быстродействия и точности наведения зенитной управляемой ракеты на цель. Для решения поставленной задачи предложен метод коррекции автопилота путем выработки разностного сигнала между кориолисовыми ускорениями, возникающими вследствие одновременного участия ракеты в сложном движении (угловом и линейном), и выходным сигналом акселерометра, установленного по продольной оси ракеты. Кроме того, для дальнейшего повышения показателей качества наведения ракеты исследована возможность использования регулятора с нечеткой логикой.

Ключевые слова: зенитная управляемая ракета, самонаведение, метод наведения, точность, кориолисово ускорение, нечеткий регулятор.

Введение. В настоящее время в Украине необходимы средства защиты как сухопутных, морских границ, так и воздушного пространства. Наиболее действенными средствами защиты воздушного пространства являются зенитно-ракетные комплексы (ЗРК), основу которых составляют зенитно-управляемые ракеты (ЗУР) различной дальности.

Основная задача ЗРК – сближение ракеты с целью с требуемой точностью и ее поражение. При этом наиболее актуальным решением проектирования ЗРК является разработка ЗУР с системами самонаведения, размещаемыми непосредственно на борту ракеты [1]. Данный метод наведения характеризуется наличием на ракете различного типа систем самонаведения, обеспечивающих прием сигналов от цели, их преобразование и выработку решения о направлении дальнейшего полета с минимальным промахом. При этом информация, необходимая для формирования на борту ракеты сигналов управления полетом, вырабатывается бортовым координатором [2]. В зависимости от вида энергии, на базе которой вырабатывается информация о параметрах цели, системы самонаведения подразделяют на активные, полуактивные и пассивные. Наиболее перспективны активные системы самонаведения на базе радиолокационных головок самонаведения (ГСН) [3]. Преимуществом таких головок самонаведения, по сравнению с инфракрасными и световыми является их практическая независимость от действия метеорологических условий, а также возможность наведения ракеты на цель не только любого типа, но и на различные дальности.

Для нормального функционирования системы управления ЗУР, вычисления параметров рассогласования и выработки команд управления следящие ГСН должны непрерывно отслеживать цель. При этом команды сопровождения цели формируются только по угловым координатам, для чего ГСН в свой состав включает как координатор, так и счетно-решающий прибор. Таким образом, основной задачей ГСН при наведении ракеты в точку встречи с целью является захват и сопровождение цели по угловым координатам, определение параметров рассогласования между угловыми координатами линии визирования ГСН, обусловленными положением цели в пространстве, и угловым положением ракеты. Реализация указанных угловых рассогласований возлагается на автопилоты, включающие в свой состав измерители параметров движения, рулевые сервоприводы и аэродинамические рули каналов рыскания и тангажа [4].

В общем система наведения ЗУР на цель является замкнутой системой автоматического управления, которая должна решать задачу не только определения траектории управления центра масс ракеты, но и стабилизации ракеты на данной траектории.

Постановка задачи исследования. Структуры и параметры элементов обычных контуров управления, реализующих известные законы управления (П, ПД) в изменяющихся условиях наведения ракеты на цель, не всегда могут обеспечивать требуемые показатели качества, например, точность, время переходного процесса и т.д.

Таким образом, целью данной работы является исследование возможности повышения показателей качества функционирования автопилотов ЗУР путем использования новых принципов коррекции, вытекающих из анализа движения ракеты по задаваемой ГСН траектории, а также введения для указанных целей регулятора интеллектуального типа.

Реализация поставленной задачи. Достижение требуемых показателей качества системы управления обеспечивается соответствующим охватом ракеты обратными связями по углам, угловой скорости вращения ракеты и поперечному ускорению. При этом сигналы обратных связей формируются обычно совокупностью измерителей, включаемых в автопилот и обеспечивающих реализацию того или иного закона управления. Такими измерителями обычно являются датчики углов, датчики угловых скоростей и датчики линейных ускорений. Принципы функционирования и оценка показателей качества СУ рассматриваются на базе функциональных и структурных схем. В случае маневренных целей наведения ЗУР на последнем этапе возможны участки неустойчивой работы контура управления. Однако ошибка наведения ракеты не должна превышать допустимое значение. Если контур управления даже имеет необходимые запасы устойчивости, это еще не означает, что он полностью удовлетворяет заданным требованиям в отношении быстродействия и точности наведения.

При различных методах самонаведения (прямого, параллельного, пропорционального) структура построения автопилота практически остается неизменной, поскольку основным принципом управления остается принцип управления по отклонению с учетом реализации широко распространенных законов управления. Однако при наличии на борту ракеты ГСН совместно со счетно-решающим прибором, определяющих относительное сближение ракеты и цели, практически реализуется двухточечный метод наведения, в соответствии с которым определяется взаимное положение двух точек в виде твердых тел, т.е. ракеты и цели. Для рассмотрения взаимной связи параметров движения ракеты и цели выберем две системы координат: $Ox_p Y_p Z_p$ – связанной с осями координат ракеты и $Ox_c Y_c Z_c$ – связанной с осями координат цели, что при определенных допущениях эквивалентно осям координат ГСН при захвате и сопровождении цели. Взаимное расположение указанных систем координат показано на рис. 1.

Головка самонаведения после захвата цели выполняет роль задатчика текущих углов рыскания ψ и тангажа ϑ (рис. 1), на которые должна разворачиваться ракета при полете к точке встречи. Учитывая, что каналы управления ракетой по рысканию и тангажу функционируют аналогично, в дальнейшем будем рассматривать только особенности процесса управления по каналу рыскания.

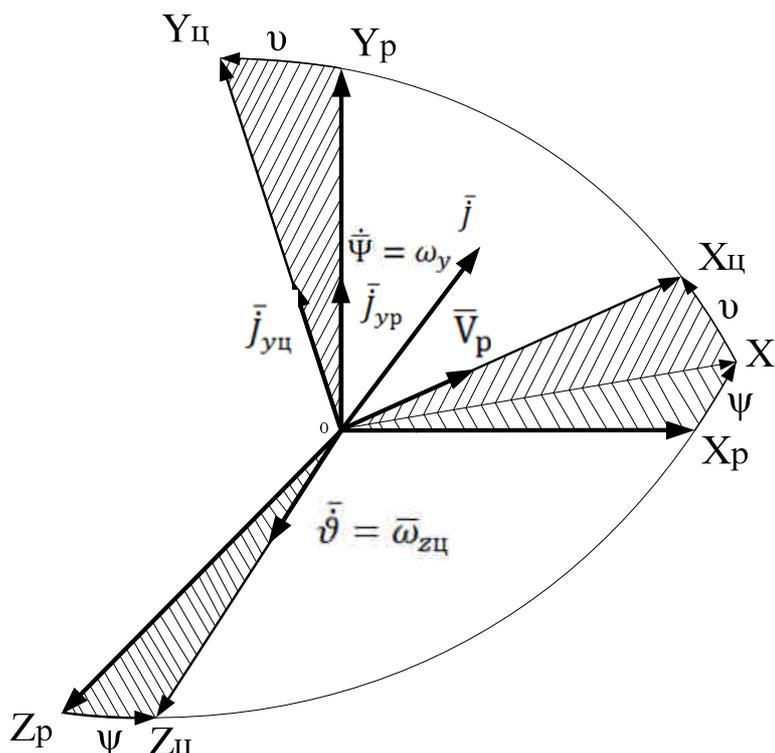


Рис. 1. Взаимное расположение систем координат ракеты $OX_pY_pZ_p$ и цели $OX_цY_цZ_ц$

Поскольку при движении по задаваемой траектории ракета подвергается воздействию случайных возмущений вследствие, например, колебаний амплитуды отраженного от цели сигнала, внутренних шумов радиоэлектронной аппаратуры и т.д., то это приводит к колебательным процессам ракеты относительно центра масс. В целях исключения таких явлений в закон управления ракетой вводят составляющие, пропорциональные угловым скоростям:

$$\delta_n = k_\psi \cdot (\psi_3 - \psi) + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi}, \quad (1)$$

где ψ, ψ_3 – соответственно текущее значение угла рыскания и требуемое, задаваемое ГСН;

$\dot{\psi} = \omega_y$ – угловая скорость рыскания;

$k_\psi, k_{\dot{\psi}}$ – коэффициенты пропорциональности;

δ_n – угол отклонения рулей направления.

При слежении за целью ГСН одновременно участвует как в линейном перемещении с ракетой со скоростью \bar{V}_p , так и угловом вращательном движении $\bar{\omega}_{zц}$, что порождает появление относительно оси $OY_ц$ кориолисова ускорения $\bar{J}_{yц}$ (рис. 1):

$$J_{yц} = 2 \cdot \omega_{zц} \cdot V_p. \quad (2)$$

В то же время кориолисово ускорение J_{yp} в проекциях на ось OY_p ракеты будет иметь вид

$$J_{yp} = 2(\bar{\omega}_{zц} \cdot \cos \psi) \cdot (V_p \cdot \cos \vartheta \cdot \cos \psi). \quad (3)$$

Сравнивая выражения (2) и (3), можно сделать вывод, что кориолисово ускорение в проекциях на оси связанной системы координат $OX_pY_pZ_p$ имеет отличия от кориолисовых ускорений, действующих относительно осей координат $OX_цY_цZ_ц$:

$$\Delta J = J_{уц} - J_{ур}. \quad (4)$$

Аналогичные процессы протекают и относительно поперечных осей ракеты OZ_p и цели OZ_c .

Указанные погрешности снижают точность наведения ракеты на цель из-за различия в существующих в данный момент времени поперечных ускорений ракеты и требуемых, задаваемых ускорений ГСН. Таким образом, если установить акселерометры линейных ускорений вдоль осей OY_p и OZ_p , то, вычитая из значений кориолисовых ускорений показания акселерометров, будем иметь поправки для коррекции системы самонаведения и тем самым повысим точность и быстродействие. Это можно осуществить двумя способами. Первый способ заключается в том, что величина вычисленного кориолисова ускорения, например, относительно оси OY_p вычитается из показаний акселерометра, ось чувствительности которого совпадает с этой же осью. Второй способ состоит в том, что из вычисленного значения кориолисова ускорения $J_{ур}$ вычитается значение ускорения, измеренное с помощью акселерометра, ось чувствительности которого совпадает с осью OX_p , что дает возможность использовать полученную разность как сигнал коррекции. Такой способ позволяет учесть мгновенные изменения ускорения ракеты вдоль оси OX_p с учетом изменения массы ракеты вследствие сгорания топлива. Как показали результаты моделирования, это дает возможность значительно увеличить быстродействие и точность системы управления.

На рис. 2 предложена функциональная схема автопилота с учетом данной системы коррекции.

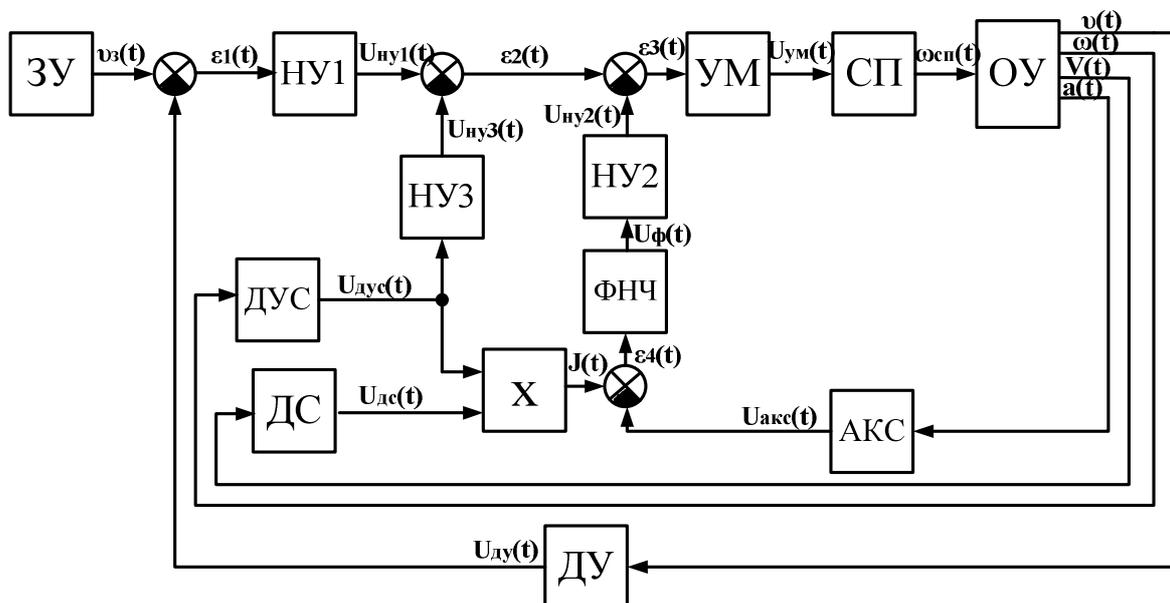


Рис. 2. Функциональная схема автопилота одного из каналов с учетом коррекции по кориолисовому ускорению

На рис. 2 введены следующие обозначения:

ЗУ – задающее устройство; НУ1, НУ2, НУ3 – нормирующие усилители; УМ – усилитель мощности; СП – сервопривод; ОУ – объект управления; ДУС – датчик угловой скорости; ДС – датчик скорости; ДУ – датчик угла; АКС – акселерометр; ФНЧ – фильтр низких частот; х – умножитель.

Соответствующие сигналы показаны на выходах функциональных элементов.

Для исследования предложенного принципа построения автопилота была разработана схема моделирования в среде Matlab/Simulink (рис. 3). Проведено исследование показателей качества автопилота во временной области. Полученные результаты в виде переходной характеристики (рис. 4) показывают, что при отсутствии предложенной коррекции время переходного процесса составляет 8 с, с коррекцией – 4,5 с.

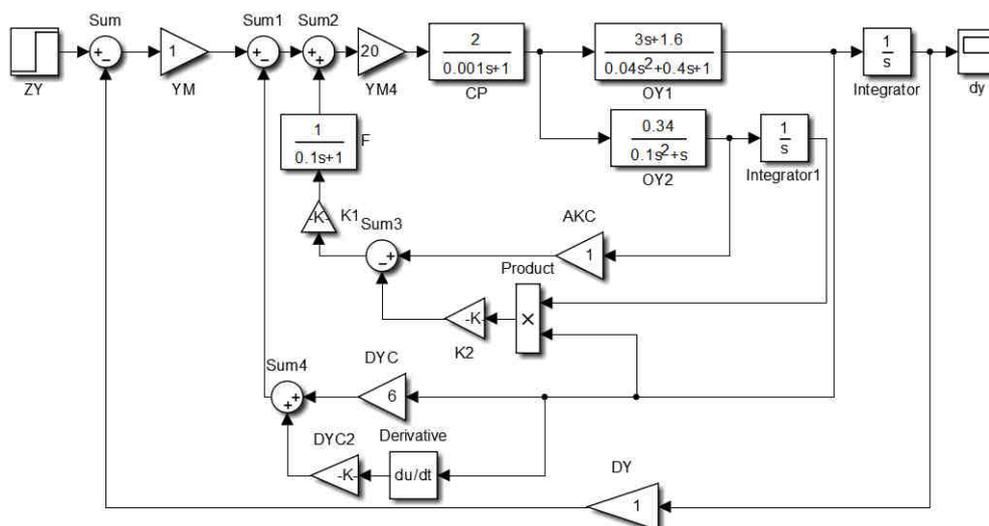


Рис. 3. Схема моделирования в среде Matlab/Simulink

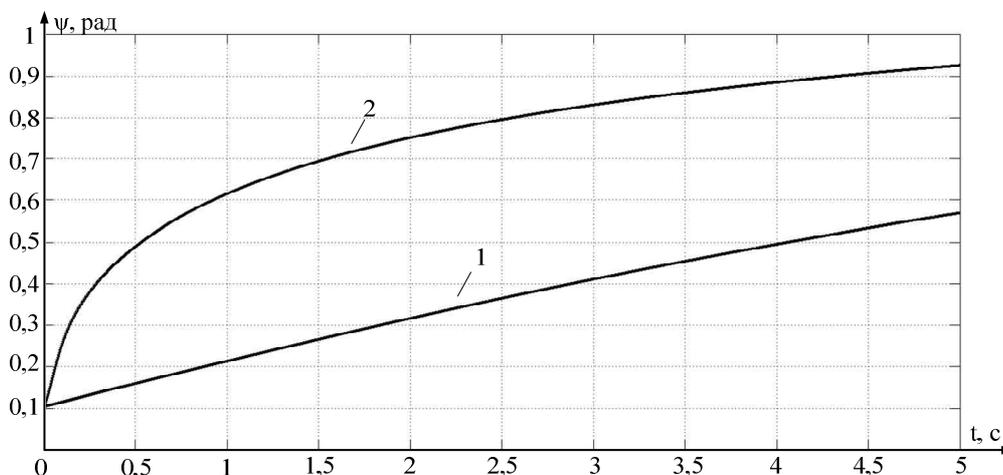


Рис. 4. Графики переходных процессов:
1 – без коррекции, 2 – с коррекцией

Создание систем автоматического управления для сложных технических объектов в условиях неопределенности и неполноты знаний об объекте показало неэффективность применения только классических методов теории управления. Таким образом, в последнее время получили широкое применение регуляторы, построенные на базе нечеткой логики. Это связано с тем, что их использование для сложных объектов не требует точного математического описания. Кроме того, такие системы способны сохранять свою работоспособность, несмотря на изменение параметров объекта и влияние на него внешних возмущений, т.е. они способны выполнять роль в некотором смысле адаптивных регуляторов.

Схема автопилота с использованием нечеткого регулятора изображена на рис. 5. На рис. 6 показаны основные настройки нечеткого регулятора в среде Matlab/Simulink, а на рис. 7 – полученные графики переходных процессов.

Введение в состав системы управления нечеткого регулятора позволило значительно повысить быстродействие системы (время переходного процесса – 0,1 с), а также увеличить точность наведения, характеризующуюся установившейся ошибкой, равной 0,02 рад.

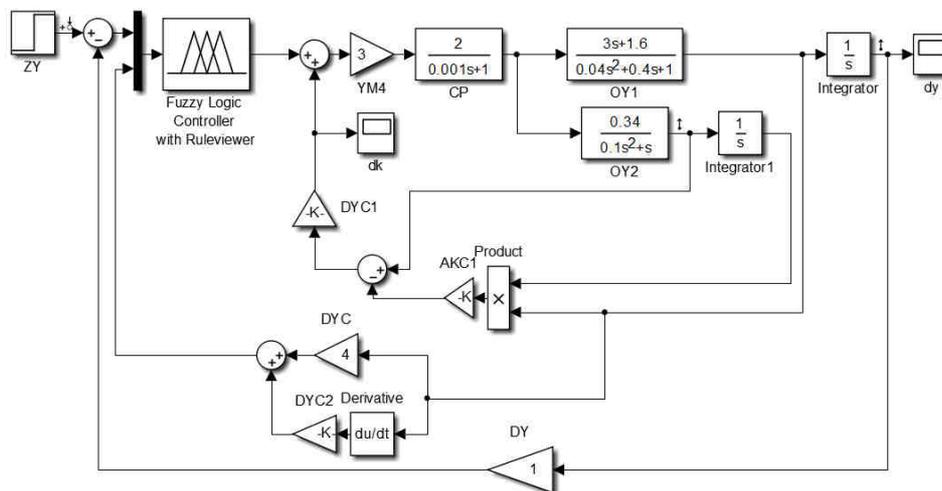


Рис. 5. Схема автопилота с использованием нечеткого регулятора в среде Matlab/Simulink

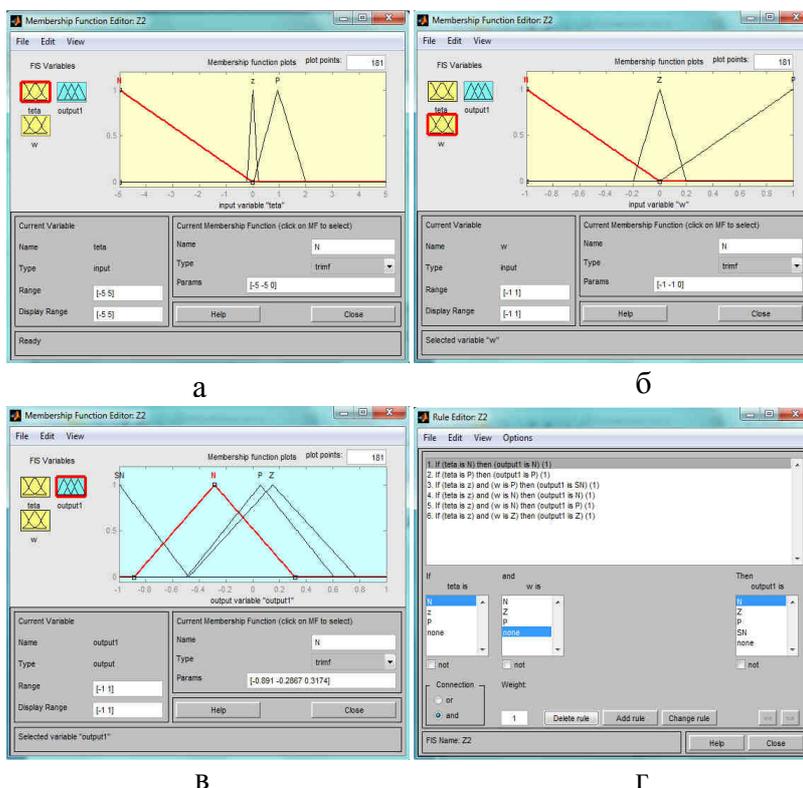


Рис. 6. Настройки нечеткого регулятора в среде Matlab/Simulink
 а, б – расположение функций принадлежности входов нечеткого регулятора;
 в – расположение функций принадлежности выхода; г – настройка правил

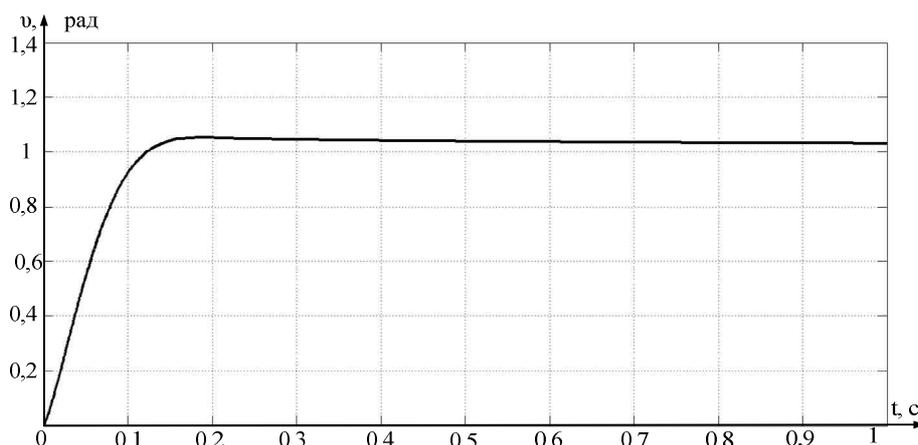


Рис. 7. График переходного процесса с нечетким регулятором

Заключение. Как показали исследования, применение предложенного способа коррекции автопилота путем выработки сигнала рассогласования между кориолисовыми ускорениями, возникающими вдоль поперечных осей ракеты и ускорением вдоль продольной оси, позволяет увеличить точность наведения на цель и сократить время переходного процесса. Однако для маневренных целей более рационально использовать регулятор интеллектуального типа, например, регулятор нечеткой логики, поскольку его применение позволяет значительно повысить точность наведения и сократить время переходного процесса, а также использовать его адаптивные свойства в связи с неполной информацией о состоянии параметров движения как ракеты, так и цели.

Список литературы

1. Проектирование зенитных управляемых ракет [Текст] / И.И. Архангельский, П.П. Афанасьев, В.Г. Болотов и др.; под. общ. ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова. – М.:Изд-во МАИ, 2001. – 732 с.
2. Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование, вычислительный эксперимент [Текст] / К.А. Пупков, Н.Д. Егупов, Л.В. Колесников и др. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 512 с.
3. Пат. 2360204. Российская Федерация, МПК F41G 7/22. Активная радиолокационная головка самонаведения ракеты / Ефанов В.В.; Заявитель и патентообладатель Ефанов В.В. – № 2008110263/02; заявл. 17.03.2008; опубл. 27.06.2009, Бюл. № 18. – 21 с.
4. Барышев, И.В. Использование метода пространства состояний в РТС управления и самонаведения: учеб. пособие [Текст] / И.В. Барышев. – Х.:Харьк. авиац. ин-т, 1994. – 78 с.
5. Федин, С.С. Моделирование FUZZY-системы наведения ракеты на цель [Текст] / С.С. Федин // Системи озброєння і військова техніка. – 2006. – № 1(45). – С. 190 – 195.
6. Воробьев, К.А. Использование аппарата нечеткой логики в интересах адаптации систем управления самонаводящихся зенитных управляемых ракет [Текст] / К.А. Воробьев, И.Н. Хуторской // Математическая морфология. Электронный математический и медико-биологический журнал. – 2010. – № 1. – С. 11 – 21.

Поступила в редакцию 26.01. 2017.

Підвищення точності системи керування зенітної ракети

Розглянуто питання підвищення швидкодії та точності наведення зенітної керованої ракети на ціль. Для вирішення поставленої задачі запропоновано метод корекції автопілота, який передбачає вироблення різницевого сигналу між коріолісовими прискореннями, які виникають у результаті одночасної участі ракети в складному русі (кутовому та лінійному), та вихідним сигналом акселерометра, встановленого по вздовжній осі ракети. Крім того, для подальшого підвищення точності показників якості наведення ракети досліджено можливість використання регулятора з нечіткою логікою.

Ключові слова: зенітна керована ракета, самонаведення, метод наведення, точність, коріолісове прискорення, нечіткий регулятор.

Accuracy Increase of Air Defense Missile Control System

Problems of improving the speed and accuracy of air defense missiles guidance to the target are represent. To solve this problem the method of correction the autopilot by producing a difference signal between the coriolis accelerations arising from the simultaneous participation in the missile complex movement (linear and angular) and the output signal of the accelerometer mounted along the longitudinal axis of the rocket there is provided. Additionally, to further improve the quality indicators missile guidance investigated the possibility of using fuzzy logic controller.

Keywords: air defense missile, self-directional, guidance method, accuracy, coriolis acceleration, fuzzy controller.

Сведения об авторах:

Суббота Анатолий Максимович – кандидат технических наук, доцент и профессор Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Украина.

Ворошилова Наталия Витальевна – магистр кафедры 301 Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт"; Украина.