

УДК 623.681.93

ОПТИМИЗАЦИЯ ЦИФРОВОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЕМ ОБЪЕКТА ПРИ НАВЕДЕНИИ НА МАНЕВРИРУЮЩИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

Кириллов С.Н., д.т.н., профессор, проректор по научной работе Рязанского государственного радиотехнического университета, заведующий кафедрой радиоуправления и связи, e-mail: nich@rsreu.ru
Токарь А.Д., к.т.н., доцент РГРТУ, e-mail: arkadiitokar@mail.ru

Ключевые слова: алгоритм наведения объекта управления, комбинированный критерий качества, траектория полета, мешающие факторы, поперечное ускорение.

Введение

Задача оптимального управления объектом в условиях наличия возмущений может быть отнесена к категории классических. Указанной тематике в последнее время было посвящено значительное количество научных работ как у нас в стране, так и за рубежом [1-6]. Вместе с тем, в связи с динамично развивающейся отраслью производства современных малогабаритных высокопроизводительных вычислительных средств, в ряде случаев становится возможным совершенствовать известные алгоритмы управления объектами за счет использования быстродействующих вычислителей.

Специфика решения задач наведения ОУ на высокоманевренные ЛА выделяет задачу синтеза оптимальных алгоритмов управления объектами в условиях возмущений в самостоятельный раздел теории радиоуправления. При решении задачи наведения ОУ на ЛА, с одной стороны, необходимо использовать функционалы качества, которые учитывают условия наведения, возмущающие факторы, маневренные свойства объектов и т.д. С другой стороны, комбинированные способы наведения в зависимости от располагаемого времени для вычислений и доступной в заданные моменты времени информации могут повысить качество управления не только воздушных, но и любых других объектов радиоуправления.

Цель работы – анализ цифровой реализации алгоритма наведения ОУ на основе функционала качества, обеспечивающего взвешенную сумму минимума квадрата сигнала ошибки и минимума квадрата производной сигнала ошибки.

Теоретическая часть

В работе [7] был проведен синтез алгоритма траекторного управления объектом, позволяющего совместно повысить точность и уменьшить требуемые поперечные ускорения при маневре ЛА. При этом задача синтеза сводилась к определению закона изменения требуемого поперечного ускорения ОУ в вертикальной плоскости

Проведен анализ цифрового алгоритма управления перемещением объекта, обеспечивающий его наведение на интенсивно маневрирующие воздушные летательные аппараты (ЛА). Показано, что при наведении на маневрирующие воздушные цели возможно уменьшение ускорения объекта управления (ОУ) на 20...30% и промаха на 5...10%, по сравнению с традиционным методом пропорционального наведения (МПН) при возрастании вычислительных затрат на 5...10%.

$J_{BT}(t_i)$, обеспечивающего минимум функционала качества:

$$I = \sum_{i=1}^n [\alpha(\omega_{BT}(t_i) - \omega_B(t_i))^2 D^2(t_i) + (1 - \alpha)[(\dot{\omega}_{BT}(t_i) - \dot{\omega}_B(t_i))]^2 D^2(t_i)] \quad (1)$$

где n – количество дискретов времени управляемого участка наведения ОУ; $D(t_i)$, $\dot{D}(t_i)$ – дальность до ЛА от ОУ и скорость ее изменения в i -ый момент времени; $\omega_B(t_i)$, $\dot{\omega}_B(t_i)$ – угловая скорость вращения линии визирования (ЛВ) и ее производная в вертикальной плоскости в i -ый момент времени; $\omega_{BT}(t_i)$ – требуемое значение угловой скорости вращения ЛВ в i -ый момент времени; α – безразмерный весовой коэффициент; $-\dot{D}(t_i) = V_{c\delta}(t_i)$ – скорость сближения ОУ – ЛА. Решение функционала (1) сводилось к решению уравнения Эйлера-Лагранжа. В результате был получен закон изменения требуемого поперечного ускорения [7]:

$$J_{BT}(t_i) = \dot{D}(t_i)\omega_{BT}(t_i)(\sqrt{1 + 4\alpha/(1 - \alpha)} + 3)/2 + J_{\text{ЛВ}}(t_i), \quad (2)$$

где $J_{\text{ЛВ}}(t_i)$ – поперечное ускорение ЛА в вертикальной плоскости.

При этом алгоритм траекторного управления для синтезированного закона наведения определяется следующим соотношением:

$$\Delta_B(t_i) = J_{BT}(t_i) - J_B(t_i) = J_{\text{ЛВ}}(t_i) + V_{c\delta}(t_i)\omega_{BT}(t_i) \times ((3 + \sqrt{1 + 4\alpha/(1 - \alpha)})/2 + J_B(t_i)) \quad (3)$$

Если коэффициент $\alpha = 0$, из выражения (2) следует, что

$$J_B(t_i) = J_{\text{ЛВ}}(t_i) + 2V_{c\delta}(t_i)\omega_{BT}(t_i), \quad (4)$$

а в случае $\alpha = 0,9$:

$$J_B(t_i) = J_{\text{ЛВ}}(t_i) + 4,5V_{c\delta}(t_i)\omega_{BT}(t_i). \quad (5)$$

Анализируя выражения (4) и (5), можно сделать следующие выводы.

Увеличение значения α в интервале]1; 0] приводит к росту требуемого значения поперечного ускорения ОУ J_{BT} .

При $\alpha = 0,9$, если ЛА не маневрирует, то синтезированный алгоритм управления преобразуется в метод пропорционального наведения при условии, что навигационный коэффициент $N_0 = 4,5$. При маневре ЛА значения требуемых поперечных ускорений возрастают на величину $J_{ЦВ}(t_i)$.

Таким образом, изменяя значение весового коэффициента α можно перераспределять приоритеты в управлении между обеспечением требуемого поперечного ускорения и допустимыми промахами ОУ.

С учетом полученного алгоритма траекторного управления (2) в состав информационно-вычислительной системы помимо известных элементов, таких как вычислитель параметров рассогласования, устройство поиска, приема и селекции радиосигналов, устройство оптимального оценивания значений всех фазовых координат движения ОУ и ЛА (скорости сближения $V_{сб}$, значения угловой скорости ЛВ, поперечных ускорений ОУ и ЛА в горизонтальной и вертикальной плоскостях $\omega_{Г}$, $\omega_{В}$, $J_{PГ}$, $J_{PВ}$, $J_{ЦГ}$, $J_{ЦВ}$), должны входить и новые элементы (рис. 1):

Модуль обработки информации, который на основе полученного алгоритма наведения ОУ формирует оценку требуемого поперечного ускорения ОУ \hat{J}_{BT} .

Устройство формирования коэффициента α , которое на основании оценок скорости сближения $\hat{V}_{сб}$, текущей дальности \hat{D} , начальной дальности \hat{D}_0 , начального значения угловой скорости вращения линии визирования ОУ – ЛА $\hat{\omega}_{B0}$ и поперечных ускорений ОУ и ЛА $\hat{J}_{ЦГ}$, $\hat{J}_{ЦВ}$ вычисляет необходимое значение весового коэффициента α .



Рис. 1. Обобщенная структурная схема ИВС

Значения оценок $\hat{V}_{сб}$, $\hat{\omega}_{Г}$, $\hat{\omega}_{В}$, $\hat{J}_{ГЦ}$, $\hat{J}_{ВЦ}$ можно по-

лучить в бортовой радиолокационной станции (БРЛС), обрабатывая радиосигналы, отраженные от перехватываемого ЛА. Оценки $\hat{J}_{Г}$, $\hat{J}_{В}$ собственных поперечных ускорений ОУ по осям координат формируются по результатам измерений поперечных ускорений акселерометрами, сориентированными по соответствующим осям. Роль D_0 играет дальность целеуказаний, поступающая в ОУ из БРЛС.

Как известно, в процессе наведения на траекторию ОУ накладывается ряд условий [8]:

- при дальности до сопровождаемого ЛА, соизмеримой с радиусом мертвой зоны, необходимо обеспечить минимум промаха;

- в течение всего время наведения необходимо обеспечить минимум поперечного ускорения ОУ.

Для обеспечения второго требования необходимо в течение управляемого участка полета ОУ изменять вес второго слагаемого функционала качества (1) по определенному закону. Таким образом, коэффициент α должен быть адаптивным к изменению дальности до сопровождаемого объекта, а также угла визирования ЛА ($\theta_{ц}$).

Исходя из требований, которые налагаются на траекторию полета ОУ, а также способности совершать ЛА различные виды маневра, возможны следующие способы определения весового коэффициента α :

- определение весового коэффициента α численным методом.

- определение оптимального значения весового коэффициента α в зависимости от изменения дальности до сопровождаемого объекта, а также угла визирования ЛА.

- выбор весового коэффициента α эмпирическим методом, исходя из априорных сведений о допустимых перегрузках ОУ.

- выбор среднего значения весового коэффициента α на всем интервале наведения ОУ на ЛА.

Суть численного способа состоит в обеспечении минимума поперечного ускорения ОУ на всем интервале наведения. С этой целью продифференцируем полученный закон изменения поперечного ускорения (2) и приравняем его к нулю

$$dJ_B(t_i) / dt_i = 0, \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \dot{J}_B(t_i) = & \dot{J}_{ЦВ}(t_i) - (\dot{D}^2(t_i) / D(t_i))((\kappa + 3) / 2) \times \\ & \times ((\kappa - 1) / 2) \omega_{B0} (D(t_i) / D_0)^{(\kappa - 1) / 2} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\text{где } \kappa_{1,2} = (-1 \pm \sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)}) / 2.$$

Перенесем все члены, зависящие от α , в левую сторону. При этом уравнение (7) примет следующий вид:

$$\begin{aligned} ((\sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)} + 3 / 2) ((\sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)} - 1 / 2) \times \\ \times (D(t_i) / D_0)^{\kappa - 1})^2 = \dot{J}_{ЦВ}(t_i) D(t_i) / \omega_{B0} \dot{D}^2(t_i). \end{aligned} \quad (8)$$

После преобразования выражения (8) получим:

$$\begin{aligned} (D(t_i) / D_0)^{\kappa - 1} = [4 \dot{J}_{ЦВ}(t_i) D(t_i) / (\sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)} + 3) \times \\ \times (\sqrt{1 + 4\alpha / (1 - \alpha)} - 1) \omega_{B0} \dot{D}^2(t_i)]. \end{aligned} \quad (9)$$

Анализируя выражение (9), можно сделать вывод, что получить его решение в аналитическом виде практически не реализуемая задача. Для решения можно воспользоваться любым численным методом, обеспечивающим адаптацию к параметрам полета ОУ и ЛА. Однако у него есть и существенный недостаток, заключающийся в том, что при практическом использовании требуется оценка производной от поперечного ускорения ЛА, что на данный момент является трудно реализуемой задачей.

Для оптимизации изменения коэффициента α в зависимости от значений D и θ_y необходимо продифференцировать выражение (2) по коэффициенту α и приравнять полученное выражение к нулю. В результате преобразований оптимальный закон изменения весового коэффициента α примет вид:

$$\alpha(\theta_y, D) = \frac{[(F(t_i) + E(t_i) - 1)^2 - 1]}{[(F(t_i) + E(t_i) - 1)^2 + 3]}, \quad (10)$$

где

$$F(t_i) = (l D(t_i)) \ln D(t_i) / D_0 / (6D(t_i)) \ln D(t_i) / D_0,$$

$$E(t_i) = \sqrt{|B(t_i)|} / (6D(t_i)) \ln D(t_i) / D_0,$$

$$B(t_i) = D(t_i) l(t_i) \ln D(t_i) / D_0 \times \\ \times [(l(t_i) D(t_i) / D^2(t_i)) \ln D(t_i) / D_0 - 12],$$

$$l(t_i) = J_{\text{ЛВ}}(t_i) \sin(\theta_y(t_i) - \varphi(t_i)) - \\ - J_B(t_i) \sin(\theta_y(t_i) - \varphi(t_i)), \theta_p(t_i), \theta_y(t_i) - \text{углы ви-} \\ \text{зирования ОУ и ЛА, } \varphi(t_i) - \text{угол ЛВ.}$$

Таким образом, оптимальный закон изменения весового коэффициента α (10), как и в первом случае, адаптивен к параметрам полета ЛА и ОУ, но имеется ряд недостатков, которые заключаются в следующем:

- в процессе наведения ОУ требуются большие вычислительные ресурсы;
- для расчета коэффициента α необходимо знание оценок $\hat{D}, \hat{D}_0, \hat{V}_{\text{сб}}, \hat{\theta}_y, \hat{\theta}_p, \hat{\varphi}, \hat{J}_{\text{ЛВ}}, \hat{J}_B$.

Исходя анализа вида кривых (10), а также простоты реализации, оптимальный закон изменения коэффициента α можно аппроксимировать в виде следующего эмпирического правила [7]:

$$\alpha(D(t_i)) = \lambda_D (D(t_i) / D_0)^{m_D}, \quad (11)$$

где λ_D – постоянный коэффициент, определяющий его максимальное значение. Из анализа выражения (11) следует, что в зависимости от значения степени m_D изменяется и характер поведения зависимости $\alpha(D(t_i))$. Недостатком выражения (11) является его приближенный характер.

Среднее значение коэффициента α выбирается исходя из обеспечения среднего значения перегрузок на всем протяжении управляемого полета ОУ, но не превосходящего допустимого значения.

Программно-аппаратная реализация

На этапе разработки программно-аппаратной реализации предложенного алгоритма перемещения ОУ следует сформулировать методику выбора способа определения весового коэффициента α для предложенного цифрового алгоритма траекторного управления в зависимости от интенсивности маневра, скорости полета ЛА, а также требуемым для парирования маневра перегрузкам, которая будет обеспечивать минимизацию вычислительных затрат.

Проведенное имитационное моделирование, было направлено на выявление особенностей функционирования полученного цифрового алгоритма при реализации в реальном масштабе времени в зависимости от выбора способа определения весового коэффициента α при различных вариантах полета ЛА. На рис. 2 представлены зависимости диапазона изменения поперечных ускорений ОУ ΔJ от выбора способа определения коэффициента α для наиболее известных маневров ЛА, где 1 – оптимальный закон изменения, 2 – графический метод, 3 – выбор среднего значения, 4 – эмпирический метод.

Если ЛА не маневрирует по направлению, то в данной ситуации возможны два варианта поведения ЛА:

- ЛА малоскоростной ($100 \text{ м/с} < V_y < 300 \text{ м/с}$).
- ЛА скоростной ($V_y > 300 \text{ м/с}$).

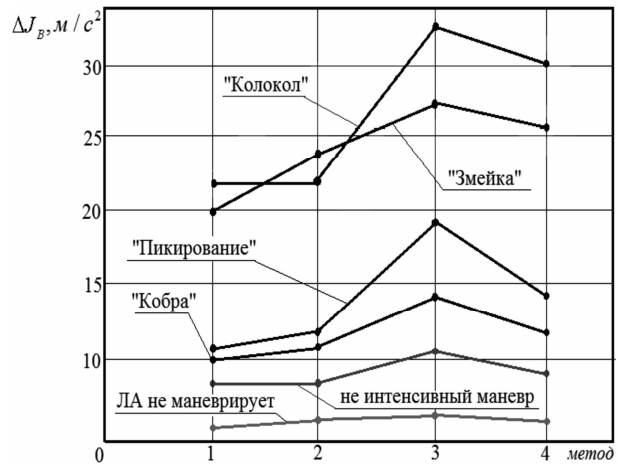


Рис. 2. Зависимость диапазона изменения поперечных ускорений ОУ от выбора способа определения коэффициента α

Для первого варианта в процессе наведения диапазон изменения требуемых поперечных ускорений ОУ для трех способов практически одинаковый, следовательно, для уменьшения вычислительных затрат целесообразно в процессе полета выбрать среднее значение коэффициента α . Если ЛА скоростной, то для гарантированной встречи ОУ и ЛА требуется значительное увеличение значений поперечных ускорений (2), при этом не целесообразно выбирать в качестве коэффициента α среднее значение, что увеличивает на 20...30% диапазон изменения поперечных ускорений по сравнению с априорным законом определения коэффициента α (11), который учитывает изменение расстояния между ОУ и ЛА.

При маневре ЛА помимо скорости необходимо учитывать и интенсивность маневра. Если ЛА совершает не интенсивный маневр, то целесообразно выбирать эмпирический способ определения коэффициента α . Данный выбор объясняется тем, что разница в диапазоне изменения поперечных ускорений по сравнению с оптимальным диапазоном составляет 5...10%, однако эмпирический метод выигрывает в простоте реализации (требуется знания только двух оценок \hat{D} , \hat{D}_0).

При интенсивном маневре происходит значительное возрастание производных угла визирования ЛА высших порядков ($\ddot{\theta}_y, \ddot{\theta}_y, \dots$). Для парирования такого вида маневров в законе изменения коэффициента α требуется учет данного обстоятельства. В процессе имитационного моделирования показано, что независимо от вида маневра ЛА выигрыш в уменьшении требуемых значений поперечных ускорений при оптимальном определении составляет 20...30% по сравнению с другими способами определения коэффициента α . Следовательно, для уменьшения требуемых значений поперечных ускорений целесообразно использовать оптимизированный закон (10) изменения весового коэффициента.

Исходя из ранее сделанных выводов, на рис. 3 представлена блок-схема выбора способа определения весового коэффициента для предложенного закона наведения (2).

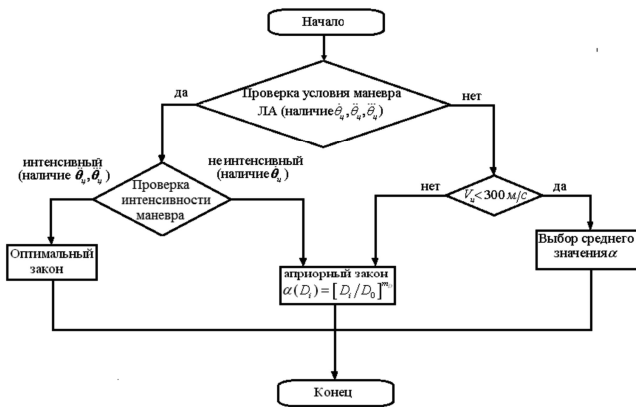


Рис. 3. Блок-схема выбора способа определения весового коэффициента для предложенного алгоритма наведения

В связи с тем, что для реализации предложенного цифрового алгоритма не требуется больших вычислительных ресурсов, использование процессоров с цифро-

вой обработкой сигналов экономически не целесообразно. Также не целесообразно использование программируемых логических интегральных схем (ПЛИС), эффективность которых возрастает при реализации алгоритмов с параллельными вычислениями. Кроме того, функциональные возможности ПЛИС не могут эффективно обеспечить сложные математические операции, такие как возведение числа в дробную степень. Для решения поставленной задачи потребуются использование таблично заданных функций, при этом будут не эффективно использованы аппаратные возможности дорогостоящей ПЛИС.

Таким образом, для реализации предложенных алгоритмов целесообразно использовать микроконтроллеры (МК), обеспечивающие максимально высокую тактовую частоту и разрядность представления данных с целью обеспечения точности и скорости необходимых вычислений.

В качестве аппаратной реализации при имитационном моделировании был применен МК фирмы Atmel (AVR) AT91SAM9G20. Для сравнения была проведена оценка времени, которое необходимо МК для выполнения программы, реализующей цифровой алгоритм (3) и МПН. С этой целью использовался бесплатный пакет программ Keil Vision [9]. В зависимости от летно-технических характеристик ОУ и ЛА эмулятор определил, что для выполнения в режиме реального времени цифрового алгоритма управления перемещением объекта (3) требуется на 5...10% больше операций, чем для расчета по МПН.

Экспериментальная часть

Проверка эффективности полученного цифрового алгоритма самонаведения и сравнение его с МПН осуществлялись с помощью имитационного моделирования при маневрах ЛА «змейка», «кобра Пугачева», «пикирование под зону поражения ОУ», «колокол». В качестве примера на рис. 4 показан участок полета ЛА, который совершает маневр типа «кобра», где под 1,2 – показаны траектории ОУ при значениях α равных 0,1 и 0,9; 3 – наведение ОУ МПН; 4 – траектория полета ЛА.

В качестве показателей эффективности самонаведения ОУ анализировались ускорения ОУ и значения промахов h . На рис. 5, 6 при тех же обозначениях, что и на рис. 4, приведены зависимости текущих промахов и ускорений ОУ от времени t .

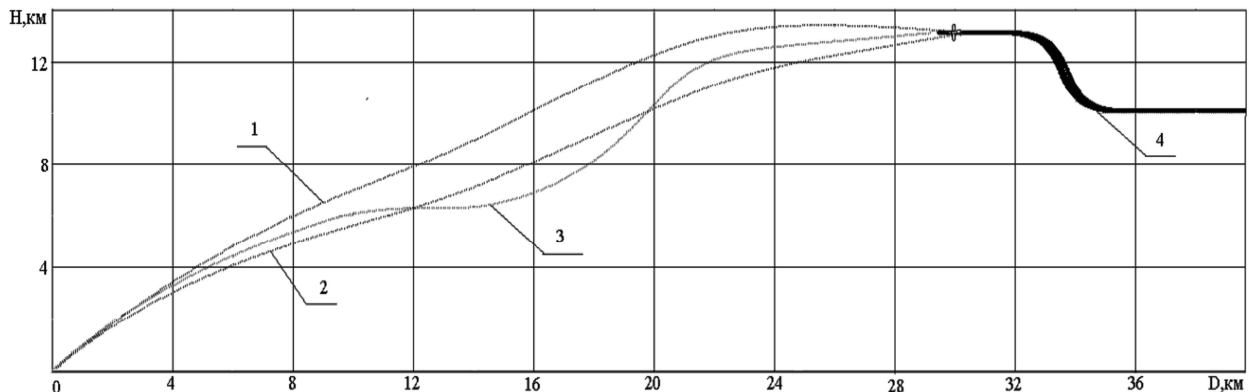
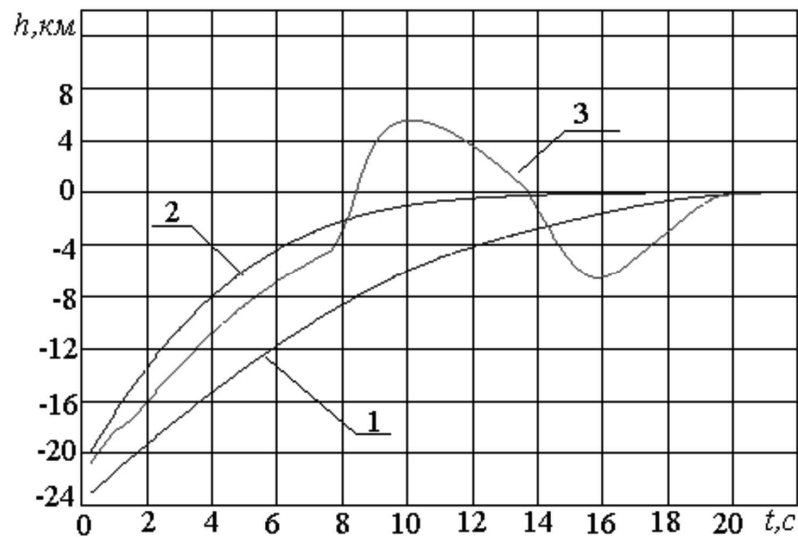
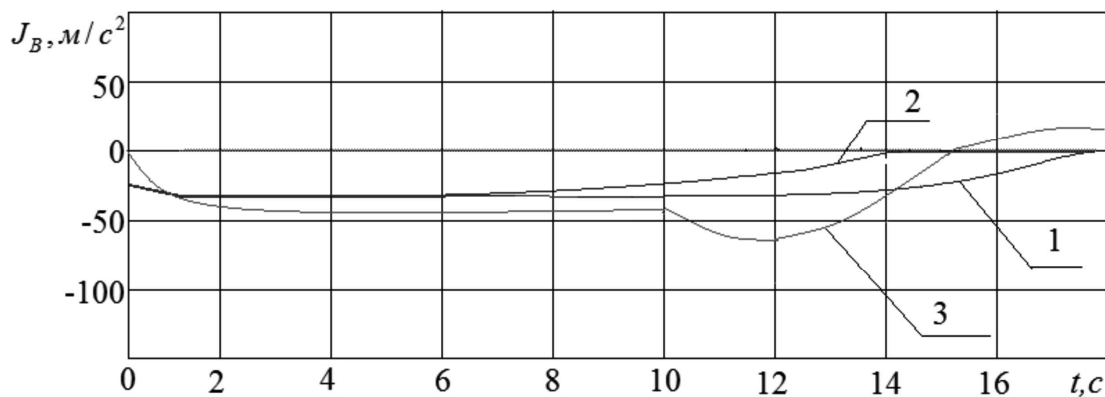


Рис. 4. Траектории полета ОУ и ЛА

Рис. 5. Значения промахов h от времени t Рис. 6. Значения ускорений ОУ от времени t

Из анализа рис. 5,6 следует, что в случае использования цифрового алгоритма (3) при наведении на маневрирующие воздушные ЛА значения поперечного ускорения ОУ уменьшаются на 20...30% и промаха на 15...20%, по сравнению МПН.

Заключение

Результаты исследования показали, что при наведении на неманеврирующий ЛА предложенный алгоритм имеет те же показатели эффективности, что и МПН. Однако если ЛА совершает такие маневры, как «кобра Пугачева», «колокол», «пикирование» уменьшение величины промаха и требуемых значений ускорения ОУ составляет 15...20% и 20...30% соответственно, по сравнению с традиционным МПН. При этом платой является увеличение вычислительных затрат на 5...10%. Кроме того показано, что возможна практическая реализация предложенного цифрового алгоритма (3) в реальном масштабе времени на МК AT91SAM9G20.

Литература

1. Голубев И.С., Светлов В.Г. Проектирование зенитных управляемых ракет. - М.: Издательство МАИ, 2001. - 472 с.

2. Меркулов В.И. Алгоритмы наведения ракет воздух-поверхность при полуактивном синтезировании аппаратуры антенны // Радиотехника, 2002. №1. - 192 с.

3. Вейцель В.А. Радиосистемы управления. М.: Дрофа, 2005. - 415 с.

4. Чижов А.А., Авласенок А.В. Оптимизация самонаведения управляемой ракеты на групповую радиолокационную цель // Радиоэлектроника, 2003. №3. - С. 3-11.

5. Меркулов В.И., Канащенков А.И. Синтез и анализ алгоритма траекторного управления летательных аппаратов, наводимых на интенсивно маневрирующие воздушные цели // Радиотехника, 2005. №9. - С. 18-25.

6. Меркулов В.И. Траекторное управление наблюдением и показатели эффективности бортовых радиолокационных систем // Радиотехника, 2010. №7. - С. 15-25.

7. Кириллов С.Н., Токарь А.Д. Эффективный алгоритм наведения объекта управления на маневрирующие воздушные цели // Вестник РГРТУ. Рязань, 2008. Вып.24. - С.33-38.

8. Канащенков А.И., Меркулов В.И. Авиационные системы радиоуправления. Радиоэлектронные системы самонаведения. Т.2. - М.: Радиотехника, 2003. - 389 с.

9. Официальный сайт фирмы Atmel <http://www.atmel.com>.