УДК 621.04

АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ УНИВЕРСАЛЬНОЙ РАКЕТЫ

д.т.н., проф. О.Н. Фоменко, к.т.н. А.А. Журавлев

Рассматривается универсальная ракетная система, имеющая свойство изменять конфигурацию при изменении решаемых задач за время ее жизненного цикла. Эта сложная система описывается системой дифференциальных уравнений с неопределенными коэффициентами, сильно изменяющимися в заданной области, а параметры системы принимают дискретные значения из заданного диапазона. Синтезируется структура закона адаптивного управления движением, обеспечивающая требуемое качество переходных процессов в замкнутой системе в условиях повышенной степени неопределенности параметров системы.

Анализ открытых источников по перспективам развития ракетных вооружений за последние 10-15 лет [1-4] показывает, что при экономической и технической реализуемости проектов все шире используется универсализация ракетных систем в процессе модернизации и создания новых образцов.

Так иракские специалисты в 80-х годах, используя ракетные комплексы ОТР «Скад» [1], с помощью немецких специалистов в процессе модернизации уменьшили вес головной части и тем самым увеличили дальность стрельбы до 600 км. Это позволило достигать столицу Ирана. В Ирано-Иракском конфликте обмен ракетными ударами по столицам стимулировал заключение мирного договора. Это пример текущей универсализации на этапе модернизации существующей системы.

В американском музее «Авиации и космонавтики» рядом открыто расположены два некогда секретных экспоната: ракеты «Першинг» и «Пионер», уничтоженные по советско-американскому соглашению ОСВ-1. Американская одноступенчатая ракета «Першинг» за сутки могла пристыковываться к разгонному блоку и тем самым значительно увеличивать дальность стрельбы. Она могла использоваться в качестве 4-ой ступени для вывода спутников на орбиту. Это является примером упреждающей универсализации на этапе НИОКР. Тактическая ракета «Точка» разработана на основе корабельной зенитной ракеты «Шторм» В-611 [4]. Это пример универсализации объекта на этапе НИОКР для решения существенно различных целевых задач.

Примером удачной универсализации является использование зенитных управляемых ракет для стрельбы по наземным целям, о чем рассказано было по телевидению во время учений перед трагедией с атомной подводной лодкой «Курск» [3].

Таким образом, разработка теоретических вопросов универсализации ракетных систем на основе адаптивных к поставленным задачам структур

© д.т.н. О.Н. Фоменко, к.т.н. А.А. Журавлев, 2000

ракетных систем и адаптивных систем управления является актуальной, так как позволит сделать производство таких систем экономически реализуемым, снижает стоимость создаваемых систем с учетом рыночных отношений между государствами и международных ограничительных соглашений в этой области.

Управлять объектом с изменяющейся конфигурацией, динамические свойства которого изменяются в широких пределах из-за изменения физических условий движения как за время полета, так и в течение жизненного цикла системы, возможно на основе системы адаптивного управления, функционирующей в условиях повышенной степени неопределенности. Адаптивное управление универсальной системой позволяет ей приспосабливаться на протяжении всего жизненного цикла не изменяя структуры системы управления. Адаптивное управление можно трактовать как оптимальное управление, в смысле некоторого критерия оптимальности, в условиях неопределенности различной физической природы.

Для описания динамики объекта управления с адаптивной структурой может использоваться система дифференциальных уравнений, переменные коэффициенты которой являются функциями времени, неопределенных параметров объекта и начальных условий движения значения которых принадлежат заданной области:

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{t}, \mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, \mathbf{A}, \mathbf{B}); \quad \mathbf{x_0} \in \Omega_{\mathbf{x_0}}; \mathbf{u} \in \Omega_{\mathbf{u}}; \mathbf{A} \in \Omega_{\mathbf{A}}; \mathbf{B} \in \Omega_{\mathbf{B}}, \tag{1}$$

где **x** - вектор фазовых координат объекта управления; **t** - текущее время полета; **u** - вектор управления, принадлежащий области $\Omega_{\mathbf{u}}$; **A** - вектор неопределенных параметров, принадлежащий области $\Omega_{\mathbf{A}}$, с малым диапазоном изменения его компонент; **B** - вектор неопределенных параметров, принадлежащий области $\Omega_{\mathbf{B}}$, с большим диапазоном изменения его компонент; $\mathbf{x_0}$ - вектор начальных условий, принадлежащий области начальных условий $\Omega_{\mathbf{x_0}}$ с большим и малым диапазонами их изменений. Отдельные детерминированные реализации векторов **A** и **B** будем обозначать малыми буквами **a**, **b**.

Цель управления – перевести вектор фазовых координат объекта управления из области начальных значений $\Omega_{\mathbf{x_0}}$ за конечный нефиксированный промежуток времени $\mathbf{t_k}$ в допустимую область конечных значений $\Omega_{\mathbf{x_к}}$ при ограничениях на вектора управления и фазовых координат объекта управления. Область $\Omega_{\mathbf{x_к}}$ определяет класс решаемых задач, которые могут возникать в процессе жизненного цикла системы. Качество переходных процессов динамических характеристик объекта по фазовым координатам и вектору управляющей функции оценивается квадратичным критерием

$$\mathbf{J_2} = \int_0^{\mathbf{t_r}} \left[\delta^2(\mathbf{t}) + \alpha_1^2\dot{\delta}^2(\mathbf{t}) + \alpha_2^2\ddot{\delta}^2(\mathbf{t}) + \beta^2\mathbf{u}^2\right]\mathbf{dt}; \quad \delta(t) = \mathbf{x}^*(\mathbf{t}) - \mathbf{x}(\mathbf{t}), \tag{2}$$

где $\mathbf{x}^*(\mathbf{t})$ - экстремальная кривая; $\dot{\delta}, \ddot{\delta}$ - производные по времени; $\alpha_1, \alpha_2, \beta$ - весовые неопределенные коэффициенты, которые подлежат выбору из заданной области на основе инженерного опыта конструктора.

Качество идентификации параметров объекта управления в реальном времени на малых временных интервалах, для которых параметры объекта могут считаться постоянными, оценивается критерием качества идентификации вида

$$\mathbf{J_1} = \int\limits_{t_j}^{t_{j+1}} \sum_{i=1}^{n} \gamma_i \, \delta \mathbf{B_i}^2 \, \mathbf{dt}; \quad \delta \mathbf{B_i} = \mathbf{B_i} - \mathbf{B_i^*}, \ \mathbf{j=1, \ldots,} \ \boldsymbol{l}, \tag{3}$$

где $\mathbf{B_i}$ – точное значение $\mathbf{i}$ –го параметра; $\mathbf{B_i}^*$ - вычисленное алгоритмом идентификации значение $\mathbf{i}$ –го параметра; γ_i - весовой коэффициент; $\mathbf{n}$ – количество идентифицируемых параметров; $\boldsymbol{l}$ – количество временных интервалов, на которых коэффициенты объекта управления полагаются постоянными.

Обычно решение двухкритериальной задачи адаптивного управления различными авторами разбивается на задачу оптимального управления и задачу идентификации, что приводит к громоздким вычислительным схемам, не позволяющим их реализовывать в реальном времени быстро протекающих процессов движения ракеты. В [6] разработан однокритериальный метод аналитической адаптации на основе преобразования уравнения объекта управления (1) методом аннулирующего оператора, исключающего из правой части **B** и переводящий их в начальные условия, что позволяет сформулировать один критерий оптимизации.

В качестве одной из реализации такого подхода рассмотрим управляемое на всей траектории движение ракеты как твердого тела в боковой плоскости с безынерционными измерительным и исполнительным органами, которое будет описываться в этом случае системой дифференциальных уравнений:

$$\ddot{\mathbf{z}} + \mathbf{C_1} \dot{\mathbf{z}} = -\mathbf{C_2} \psi - \mathbf{C_3} \delta; \qquad \ddot{\psi} + \mathbf{C_4} \psi = -\mathbf{C_5} \dot{\mathbf{z}} - \mathbf{C_6} \delta \tag{4}$$

при ограничении на величину угла отклонения рулевого органа $|\delta| \le \delta_{\text{доп}}$ с неопределенными большими начальными условиями $\mathbf{z(0)}$, $\psi(\mathbf{0})$, обусловленными перестройкой структуры или перенацеливанием в полете. Здесь $\mathbf{z}$ - боковое отклонение центра масс ракеты от плоскости стрельбы; ψ - угол рыскания; δ - управляющая функция, представляющая собой угол отклонения от нейтрального положения рулевых органов линейного безынерционного привода, управляющих движением в боковой плоскости; $\delta_{\text{доп}}$ - предельно допустимое отклонение руля.

Переменные коэффициенты $\mathbf{C_1, C_2, C_3}$, $\mathbf{C_4, C_5, C_6}$ изменяются за время полета в зависимости от физических условий движения и изменения характеристик объекта. Полагается, что за время протекания переходных процессов в каналах стабилизации изменение этих коэффициентов небольшое, что позволяет применить при синтезе закона управления метод «замораживания» во времени коэффициентов, которые при этом могут считаться постоянными на малом интервале времени. Эти коэффициенты связаны с исходными характеристиками объекта управления следующими соотношениями:

$$\mathbf{C_1 = \frac{C_n^{\alpha} q\, S_м}{m\, v}}; \quad \mathbf{C_2 = \frac{C_y^{\alpha} q\, S_м + P}{m}}; \quad \mathbf{C_3 = \frac{P_y^{\delta} + R_y^{\delta}}{m}}; \qquad (5)$$

$$\mathbf{C_4 = \frac{C_n^{\alpha} q\, S_м (x_д - x_т)}{I}}; \ \mathbf{C_5 = \frac{C_y^{\alpha} q\, S_м (x_д - x_т)}{I\, v}}; \ \mathbf{C_6 = \frac{(P_y^{\delta} + R_y^{\delta})(x_y - x_т)}{I}},$$

где $\mathbf{v}$ – модуль вектора скорости центра масс; $\mathbf{q}$ - скоростной напор; $\mathbf{S_м}$ - площадь миделя; $\mathbf{P}$ - тяга двигателя; $\mathbf{m}$ - масса; $\mathbf{C_n^{\alpha}, C_y^{\alpha}}$ - производные коэффициентов нормальной и подъемной сил по углу атаки; $\mathbf{P_y^{\delta}, R_y^{\delta}}$ - производная управляющей силы по углу отклонения газоструйных и аэродинамических органов управления соответственно; $\mathbf{I}$ - экваториальный момент инерции; $\mathbf{x_т}$, $\mathbf{x_д}$, $\mathbf{x_y}$ - расстояние от носка ракеты до центра масс, центра давления и центра вращения органов управления соответственно.

На этапе упреждающей универсализации в процессе НИОКР к неопределенным параметрам, изменяющимся в широких пределах за время жизненного цикла системы относятся стартовая масса, экваториальные моменты инерции, положение центров масс и давления, скоростной напор. Для конкретной реализации структуры в процессе эксплуатации эти же параметры будут являться детерминированными с малым диапазоном изменения.

Так как универсальная ракетная система должна применяться для решения различных целевых задач, как известных заранее, так и вновь возникающих за время жизненного цикла системы, то при выбранных характеристиках ракетной части, постоянные на малых интервалах времени коэффициенты (5) будут неопределенными, так как в них входит изменяющийся в большом диапазоне в течение жизненного цикла вес полезной нагрузки и тип реализуемой траектории. Таким образом, вес полезной нагрузки рассматривается как неопределенный заранее параметр, который может принимать при упреждающей стандартизации дискретные значения предпочтительного ряда чисел из допустимого диапазона [5]. Изменение веса полезной нагрузки приводит к изменению значений стартовой массы, экваториальных моментов инерции, расстояния от носка ракеты до центра масс и других характеристик. Поэтому значения этих переменных коэффициентов также изменяются за время жизненного цикла системы и принадлежат заданным областям:

$$\mathbf{C_{1\ 0} \in \Omega_1;\ C_{2\ 0} \in \Omega_2;\ C_{3\ 0} \in \Omega_3;\ C_{4\ 0} \in \Omega_4;\ C_{5\ 0} \in \Omega_5;\ C_{6\ 0} \in \Omega_6}.$$

Требуется найти структуру закона управления, обеспечивающего в нефиксированный момент времени $\mathbf{t_k}$ окончания полета выполнение граничных условий $\mathbf{z(t_k) \le z_{доп}}$ и $\mathbf{\psi(t_k) \le \psi_{доп}}$.

Момент окончания управления определяется условием достижения заданной цели, например, достижения заданной дальности и высоты полета.

Синтез оптимального управления разбивается на три этапа. На первом этапе находится структура закона управления с неопределенными коэффициентами, обеспечивающего замкнутой системе желаемый вид переходных характеристик. На втором этапе строится алгоритм идентификации в реальном времени неопределенных параметров объекта управления по измеренным параметрам движения и управления путем минимизации критерия (3). На третьем этапе определяются значения коэффициентов закона управления, при которых достигается минимум критерия качества (2) переходного процесса динамических характеристик замкнутой системы.

Рассматривается содержание первого этапа [7]. Так как частоты колебаний центра масс ракеты на порядок ниже частот угловых колебаний, то возможно использовать метод разделения каналов и рассматривать отдельно канал стабилизации центра масс и канал угловой стабилизации. Управляющим параметром первого уравнения системы (4) является угол рысканья ψ, так как величина значения коэффициента C_3 мала и бокового ускорения центра масс $C_3\delta$, создаваемого рулевым органом, недостаточно для обеспечения управления движением в боковой плоскости. Находится структура закона управления углом рысканья ψ^*, который обеспечивает парирование возникшего бокового отклонения при условии наличия точной информации обо всех параметрах объекта и достаточности управляющих воздействий. Выходная переменная замкнутой системы **z(t),** изменяется во времени по предписанному закону, определяемому линейным дифференциальным уравнением с положительными коэффициентами вида

$$\ddot{z}^* + \lambda_1 \dot{z}^* + \lambda_0 z^* = 0, \quad \lambda_0 = \omega_z^2, \quad \lambda_1 = 2\xi_z\omega_z > 0. \qquad (6)$$

где ω_z - собственная круговая частота; ξ_z - коэффициент затухания.

Если из первого уравнения системы (4) найти угол рысканья ψ и в правую часть получившегося выражения подставить вместо $\ddot{z}$ выражение $-\lambda_1 \dot{z} - \lambda_0 z$, полученное из (6) при условии точного выполнения соотношений $\ddot{z} = \ddot{z}^*$, $\dot{z} = \dot{z}^*$ и $z = z^*$, то находится структура закона управления в функции от боковой скорости, бокового отклонения и угла отклонения рулевого органа

$$\psi^* = -\frac{1}{C_2}\left((C_1 + \lambda_1)\dot{z} - \lambda_0 z + C_3\delta\right). \qquad C_2 \neq 0. \qquad (7)$$

Значение ψ^* рассматривается как задающее воздействие в канале стабилизации угла рысканья. В процессе полета требуется поддерживать равенство текущего угла рысканья его вычисленному значению. Находится структура закона управления, при котором выходная переменная замкнутой системы $\Delta\psi(t)$ изменяется во времени по предписанному закону, определяемому линейным дифференциальным уравнением с положительными коэффициентами

$$\Delta\ddot{\psi} + \mu_1 \Delta\dot{\psi} + \mu_0 \Delta\psi = 0, \qquad (8)$$

где $\Delta\psi = \psi - \psi^*$; $\mu_0 = \omega_\psi^{\,2}$; $\mu_1 = 2\xi_\psi\omega_\psi > 0$; $\omega_\psi \geq 10\,\omega_z$.

Управляющим параметром второго уравнения системы (4) является угол отклонения руля δ. Если из этого выражения найти δ и в правую часть полученного выражения вместо $\ddot{\psi}$ подставить полученное из (8) выражение $\ddot{\psi}^* + \mu_1\dot{\psi}^* + \mu_0\psi^* - \mu_1\dot{\psi} - \mu_0\psi$, то желаемое значение угла отклонения руля вычисляется по выражению

$$\delta = -\frac{1}{C_6}\left[\ddot{\psi}^* + \mu_1\dot{\psi}^* + \mu_0\psi^* - \mu_1\dot{\psi} + (C_4 - \mu_0)\psi + C_5\dot{z}\right]; \quad C_6 \neq 0. \qquad (9)$$

Если предположить, что в любой момент времени управляемого полета точно известны значения параметров объекта управления, то подстановка полученного выражения (9) во второе уравнение системы (4) показывает, что замкнутый канал стабилизации угла рысканья подчиняется требуемому уравнению (8). Подстановка выражения (7) в первое уравнение системы (4) подтверждает, что структура замкнутого канала стабилизации бокового движения центра масс ракеты соответствует структуре уравнения (6) при $\Delta\psi = 0$.

Технически реализовать вычисление в реальном времени выражения (9) возможно на основе бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ). Структура закона адаптивного управления представлена на рис.1.

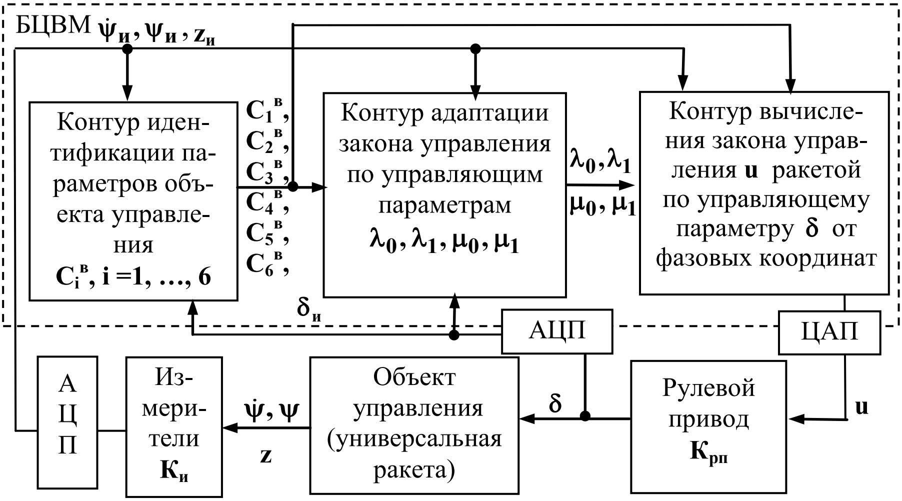

Рис. 1. Структура закона адаптивного управления

Закон управления, реализуемый в БЦВМ, имеет вид:

$$\psi^* = -\left((C_1^{в} + \lambda_1)\dot{z}_и - \lambda_0 z_в + C_3^{в}\delta_и\right)/C_2^{в};\qquad(10)$$

$$u = -\frac{1}{K^*_{рп} C_6^{в}}\left[\ddot{\psi}^* + \mu_1\dot{\psi}^* + \mu_0\psi^* - \mu_1\dot{\psi}_и + (C_4^{в} - \mu_0)\psi_и + C_5^{в}\dot{z}_и\right];\qquad(11)$$

$$\psi_и = к_1\psi;\quad \dot{\psi}_и = к_2\dot{\psi};\quad \dot{z}_и = к_3\dot{z};\quad \delta = к_{рп}u;\quad \delta_и = к_{ос}\delta,$$

где $к_1$, $к_2$, $к_3$ – масштабные коэффициенты измерителей; $к_{рп}$, $к_{ос}$ – коэффициенты передачи рулевого привода и датчика обратной связи соответственно.

Для реализации закона управления (11) универсальной ракетой в реальном времени в контуре адаптации закона управления вычисляются управляющие функции $\lambda_0, \lambda_1, \mu_0, \mu_1$ в зависимости от вычисленных в контуре идентификации параметров объекта управления C_i (i = 1, …, 6), измеренных параметров движения и измеренного значения $\delta_и$ угла отклонения руля. Алгоритм адаптации находит значения коэффициентов, обеспечивающих устойчивость и требуемое качество переходным процессам динамических характеристик замкнутой системы.

По измеренному значению боковой скорости $\dot{z}_и$, интегрированием вычисляется значение бокового отклонения $z_в$. Информация о величине $\delta_и$ отклонении рулевого органа снимается с датчика обратной связи. По выражению (10) вычисляется требуемое ψ^* для парирования бокового отклонения z значение угла рысканья ψ, являющееся управляющим сигналом для канала боковой стабилизации движения. Значения $\dot{\psi}^*, \ddot{\psi}^*$ вычисляются дифференцированием выражения (7). Сигнал управления u вычисляется по выражению (11), где используется измеренные значения угла рысканья $\psi_и$ и угловой скорости $\dot{\psi}_и$. Вычисленный сигнал управления u поступает на рулевой привод, который отклоняет исполнительный орган.

Подстановка закона управления (11) в уравнения объекта (4) при учете (10) и, что $\psi = \psi^* + \Delta\psi$, позволяет получить уравнения замкнутой системы

$$\ddot{z} + a_1\dot{z} + a_0 z = f_z;\qquad \Delta\ddot{\psi} + b_1\Delta\dot{\psi} + b_0\Delta\psi = f_\psi,\qquad(12)$$

$$a_1 = C_1^{в}\left(\frac{C_1}{C_1^{в}} - к_3\frac{C_2}{C_2^{в}}\right) + к_3\frac{C_2}{C_2^{в}}\lambda_1;\qquad a_0 = к_3\frac{C_2}{C_2^{в}}\lambda_0;$$

$$b_1 = к_2\frac{к_{рп}}{к^*_{рп}}\frac{C_6}{C_6^{в}}\mu_1;\quad b_0 = C_4^{в}\left(\frac{C_4}{C_4^{в}} - к_1\frac{к_{рп}}{к^*_{рп}}\frac{C_6}{C_6^{в}}\right) + к_1\frac{C_6}{C_6^{в}}\mu_0;$$

$$f_z = -C_2\Delta\psi + C_3^{в}\left(\frac{C_2}{C_2^{в}}к_{ос} - \frac{C_3}{C_3^{в}}\right)\delta;$$

$$f_{\psi} = -C_5^{в}\left(\frac{C_5}{C_5^{в}} - к_3\frac{к_{рп}}{к_{рп}^*}\frac{C_6}{C_6^{в}}\right)\dot{z} - \left(1 - \frac{к_{рп}}{к_{рп}^*}\frac{C_6}{C_6^{в}}\right)\ddot{\psi}^* +$$

$$+\left(1 - к_2\right)\frac{к_{рп}}{к_{рп}^*}\frac{C_6}{C_6^{в}}\mu_1\dot{\psi}^* - \left[C_4 + \frac{к_{рп}}{к_{рп}^*}\left\{к_1\left(\mu_0 - C_4^*\right) - \mu_0\right\}\right]\psi^*.$$

В замкнутой системе (12) при точной идентификации параметров объекта управления переходные характеристики динамических процессов подчиняются дифференциальным уравнениям (6) и (8). Адаптация закона управления (11) к изменяющимся за время жизненного цикла системы параметрам объекта управления, устойчивость решения замкнутой системы (12) и требуемое качество переходных процессов в каналах стабилизации обеспечивается выбором значений, постоянных на некоторых малых временных интервалах, коэффициентов $\lambda_0, \lambda_1, \mu_0, \mu_1$ путем задания $\omega_z, \xi_z, \omega_\psi, \xi_\psi$ требуемых характеристик. Естественное ограничение величины отклонения рулевого органа от нейтрального положения и достижимая точность идентификации параметров объекта управления накладывают дополнительные ограничения на область допустимых значений коэффициентов закона управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Нолан Е. Д., Вилон Д. А. Баллистические ракеты в “третьем мире” // В мире науки. – 1990. – №10. – С. 22 – 26.

2. Кириллов В. Российские ракеты для коммерческих запусков / Центр анализа стратегий и технологий / Экспорт вооружений. – 1999. – №2. – *www.cast.ru/russian/publish/1999/mar-apr/4.html*.

3. МФГП “Оборонительные системы” / Центр анализа стратегий и технологий / Экспорт вооружений. – 2000. – №3. – *www.cast.ru/russian/publish/2000/may-june/mfpg.html.*

4. Кириллов В. Семейство перспективных ракет – носителей “Ангара”: предпосылки создания, технические характеристики, анализ конкурентоспособности / Центр анализа стратегий и технологий / Экспорт вооружений. – 2000. – №4. – *www.cast.ru/russian/publish/2000/july-aug/mfpg.html.*

5. Ракетный комплекс 9К79 “Точка”. Отечественные тактические ракетные комплексы // Невский бастион. – С.-Пб. – 1999. – Вып. 7. – С. 34 – 42.

6. Фоменко О.Н. Управление реализуемостью проектов ракетно - космической техники путем стандартизации и унификации // Системи обробки інформації. – Харків: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 1999. – С. 186 - 189.

7. Фоменко О.Н. Оптимальное управление в условиях неопределенности // Системы информационного взаимодействия. – Харьков: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1995. – С. 83 - 86.

8. Фоменко О.Н., Журавлев А.А. Синтез рандомизированного терминального управления маневрирующего летательного аппарата // Системи обробки інформації. – Харків : НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 1999. – Вип. 2(6). – С. 23 - 28.

Поступила в редколлегию 16.10.2000