

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНЫЙ НЕЛИНЕЙНЫЙ МЕТОД ПРОСТРАНСТВЕННОГО НАВЕДЕНИЯ

Е.М. Воронов¹

emvoronov@mail.ru

А.М. Савчук^{1,2}

И.А. Спокойный¹

spokoiniy@gmail.com

С.И. Сычев²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

² АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

Аннотация

Предложен метод получения многокритериально-оптимального пространственного (двухканального) закона управления в задаче наведения массовых авиационных средств поражения на цель. Основу метода составляет разработанный подход синтеза многопрограммного позиционного управления, в котором для получения стабилизирующих компонент, обеспечивающих асимптотическую устойчивость программным траекториям, применяется синергетический подход А.А. Колесникова к аналитическому конструированию агрегированных регуляторов

Ключевые слова

Многокритериальная оптимизация, позиционное управление, нелинейный синтез, метод наведения, агрегированные регуляторы

Поступила в редакцию 04.05.2016
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

Введение. Задача построения оптимального управления в режиме реального времени сложными нелинейными динамическими объектами такими, например, как авиационные средства поражения, является чрезвычайно сложной, и до сих пор нет каких-либо общих подходов, позволяющих без линеаризации системы и использования только одного квадратичного критерия, обычно характеризующего точность наведения, синтезировать управление [1, 2].

Рассмотрим метод формирования многокритериально-оптимального нелинейного закона пространственного наведения на примере образца массового авиационного средства поражения (МАСП) с конкретными характеристиками. Теоретические и алгоритмические положения способа синтеза многопрограммного позиционного управления (МПУ) наиболее полно представлены в работах [3–6]. С синергетическим подходом управления, являющимся неотъемлемой частью методики, можно ознакомиться, например, в работах [7–12]. Основными этапами формирования закона управления на основе МПУ являются следующие.

1. Получение стабилизирующих компонент (СК) МПУ, т. е. определение аналитических зависимостей от текущего состояния объекта управления (ОУ), придающих притягивающие (асимптотические) свойства многокритериально-оптимальным программным траекториям. Выбор конкретных значений параметров сходимости.

2. Многокритериальная оптимизация программных управлений и траекторий, т. е. получение минимально-необходимого набора программных траекторий, обеспечивающего эффективность работы системы для предполагаемого диапазона начальных условий.

3. Определение правил выбора опорных траекторий и формирование условий применимости для полученного набора программных траекторий.

В настоящей работе наиболее полно описан первый этап метода — получение СК МПУ. Подробное описание второго этапа и новый перспективный подход к получению многокритериально-оптимальных траекторий на основе МПУ планируется представить в следующей работе.

Постановка задачи. Для получения закона оптимального наведения берется описание пространственного движения центра масс ракеты, не включающее вращательное движение вокруг него и имеющее вид системы дифференциальных уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dV}{dt} = P - X_A - G \sin \Theta; \\ mV \frac{d\Theta}{dt} = Y_A - G \cos \Theta; \\ mV \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = Z_A; \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \Theta; \\ \frac{dX_g}{dt} = V \cos \Theta \cos \Psi; \\ \frac{dZ_g}{dt} = -V \cos \Theta \sin \Psi; \\ \frac{dm}{dt} = f_m(t, \text{«тип двигателя»}). \end{array} \right. \quad (1)$$

Здесь V — скорость объекта управления; $P = f_p(t)$ — тяга двигателя; Θ — угол наклона траектории; ψ — угол пути (угол поворота траектории); H — высота полета; X_g — горизонтальная дальность ОУ до цели; Z_g — продольная координата ОУ; m — масса ОУ; f_m — функция изменения массы ОУ для конкретного типа двигателя; $X_A = C_{xa}qS$, $Y_A = C_{ya}qS$, $Z_A = C_{za}qS$ — аэродинамические силы;

$$C_{xa} = f_{Cx}(C_{\Sigma a}), \quad C_{ya} = \frac{n_y mg}{qS}, \quad C_{za} = \frac{n_z mg}{qS}, \quad C_{\Sigma a} = \sqrt{C_{ya}^2 + C_{za}^2} \quad (2)$$

— аэродинамические коэффициенты, где n_y и n_z — продольная и боковая перегрузки, формируемые при наведении ОУ в точку назначения; g — ускорение свободного падения; $q = \rho V^2 / 2$ — скоростной напор ($\rho = \rho(H)$ — плотность атмосферы в зависимости от высоты H); S — площадь поверхности крыльев ОУ.

Двигатель ОУ — двухступенчатый, зависимость C_{xa} от $C_{\Sigma a}$ и значения числа Маха имеют полиномиальный характер. В расчетах необходимо учитывать

ограничение $|C_{\Sigma a}| < C_{\Sigma a_{огр}}$, подставляя выражение (2), можно получить условие, которому должны удовлетворять значения перегрузок n_y и n_z :

$$\frac{\sqrt{n_y^2 + n_z^2} mg}{qS} < C_{\Sigma a_{огр}}. \tag{3}$$

Для отражения в модели изделия динамики контура стабилизации (инерционности) вводят апериодические звенья с постоянной времени $T_S = 0,3$ с. Таким образом, в систему (1) добавятся еще два уравнения:

$$\frac{d\tilde{n}_y}{dt} = \frac{n_y - \tilde{n}_y}{T_S}, \quad \frac{d\tilde{n}_z}{dt} = \frac{n_z - \tilde{n}_z}{T_S}.$$

Общие требования к оптимизации алгоритма наведения ОУ формулируются следующим образом:

- максимизация скорости подхода V_T к точке интереса;
- минимизация промаха $\Delta X_T = X_p - X_{ц}$;
- минимизация времени полета T_f ;
- обеспечение заданного угла подхода Θ_T к точке интереса;
- минимизация на конечном участке избыточной перегрузки (заданная перегрузка должна удовлетворять выражению $n_y - \cos\theta < 0,1$).

Чтобы полностью определить решаемую задачу, необходимо задать диапазон начальных условий, для которых планируется применение МАСП.

Диапазон начальных условий пуска ракеты

Скорость пуска ракеты	$V = 10 \dots 100$ м/с
Угол наклона траектории ракеты.....	$\theta = -\pi/6 \dots \pi/4$
Угол пути	$\psi = -\pi/4 \dots \pi/4$
Высота пуска.....	$H = 50 \dots 3000$ м
Максимальная дальность применения	$D_{max} = 15\ 000$ м

Закон наведения. Для получения стабилизирующих компонент МПУ представим систему дифференциальных уравнений (1) в следующем виде:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \frac{1}{x_7} (Pg - C_{xa}qS - x_7g \sin x_2); \\ \dot{x}_2 = \frac{g}{x_1} (n_y - \cos x_2); \\ \dot{x}_3 = \frac{n_z g}{x_1 \cos x_2}; \\ \dot{x}_4 = x_1 \sin x_2; \\ \dot{x}_5 = x_1 \cos x_2 \cos x_3; \\ \dot{x}_6 = -x_1 \cos x_2 \sin x_3; \\ \dot{x}_7 = f_m(t), \end{cases} \tag{4}$$

где $x_1 = V$; $x_2 = \Theta$; $x_3 = \psi$; $x_4 = H$; $x_5 = X_g$; $x_6 = Z_g$; $x_7 = m$.

Для получения стабилизирующей компоненты, обеспечивающей сходимость по высоте к k -й опорной траектории, из системы (4) возьмем второе и четвертое уравнения:

$$\begin{cases} \dot{x}_2 = \frac{g}{x_1} (n_y - \cos x_2); \\ \sin x_2 = \frac{\dot{x}_4}{x_1}. \end{cases} \quad (5)$$

Отклонение по высоте от k -й программной траектории определяется как

$$\begin{aligned} y_{4k} &= x_{4k} - x_4; \\ \dot{y}_{4k} &= \dot{x}_{4k} - \dot{x}_4. \end{aligned} \quad (6)$$

Выражая из (6) \dot{x}_4 и подставляя во второе уравнение (5), получаем выражение

$$\sin x_2 = \frac{-\dot{y}_{4k} + \dot{x}_{4k}}{x_1}. \quad (7)$$

В соответствии с методом аналитического конструирования агрегированных регуляторов введем внутреннюю макропеременную ψ_{4k} и соответствующее ей функциональное уравнение

$$\psi_{4k}(t) = y_{4k}, \quad T_{4k} \dot{\psi}_{4k}(t) + \psi_{4k}(t) = 0. \quad (8)$$

Подставляя в функциональное уравнение (8) макропеременную $\psi_{4k} = y_{4k}$, получаем значение производной отклонения

$$\dot{y}_{4k} = -\frac{y_{4k}}{T_{4k}}. \quad (9)$$

Подставив (9) в (7), получим желаемое значение x_{2k}^* , необходимое для сходимости y_{4k} к нулю:

$$x_{2k}^* = \arcsin \left(\frac{\frac{y_{4k}}{T_{4k}} + \dot{x}_{4k}}{x_1} \right) = \arcsin \left(\frac{\frac{y_{4k}}{T_{4k}} + x_{1k} \cdot \sin x_{2k}}{x_1} \right). \quad (10)$$

По аналогии с первым уравнением (5) запишем уравнение для x_{2k}^*

$$\dot{x}_{2k}^* = \frac{g}{x_1} (n_y^* - \cos x_{2k}^*). \quad (11)$$

Теперь введем макропеременную ψ_{2k} , равную разности текущего угла наклона траектории x_2 и желаемого значения x_{2k}^* , и функциональное уравнение, аналогичное уравнению (8):

$$\Psi_{2k}(t) = x_{2k} - x_{2k}^*, \quad T_{2k}\dot{\Psi}_{2k}(t) + \Psi_{2k}(t) = 0. \quad (12)$$

Определим из (12) разность $\dot{x}_{2k}^* - \dot{x}_{2k}$, и вычтем из (11) первое уравнение (5), тогда получим уравнение

$$\dot{x}_{2k}^* - \dot{x}_{2k} = \frac{(x_{2k} - x_{2k}^*)}{T_{2k}} = \frac{g}{x_1} (n_y^* - \cos x_{2k} - n_y + \cos x_2). \quad (13)$$

Понятие стабилизирующей компоненты вводится как некая добавка к программному (необходимому) управлению, которое обеспечит асимптотическую устойчивость текущего движения относительно k -го программного:

$$n_y = n_y^* + \mathfrak{G}_{H-k}. \quad (14)$$

Подставляя в (13) $n_y^* - n_y$ из (14), получаем аналитическое выражение для стабилизирующей компоненты по высоте:

$$\mathfrak{G}_{H-k} = \frac{x_1 \left[\arcsin \left(\frac{\frac{y_{4k} + x_{1k} \sin x_{2k}}{T_{4k}}}{x_1} \right) - x_2 \right]}{gT_{2k}} + \cos x_2 - \cos x_{2k}^*. \quad (15)$$

Таким образом, многопрограммное позиционное управление в продольном канале имеет вид [1, 3]

$$n_y(x) = \sum_{k=1}^N n_{y-k}(t) \prod_{s=1, s \neq k}^N \frac{(x_4(t) - x_{4s}(t))}{(x_{4k}(t) - x_{4s}(t))} + \sum_{k=1}^N \mathfrak{G}_{H-k}. \quad (16)$$

Аналогичным образом можно получить аналитические выражения для стабилизирующей компоненты (17) и МПУ в боковом канале (18):

$$\mathfrak{G}_{Z-k} = \frac{x_1 \cos x_2 \left[\arcsin \left(\frac{\frac{-y_{6k} + x_{1k} \cos x_{2k} \sin x_{3k}}{T_{6k}}}{x_1 \cos x_2} \right) - x_3 \right]}{gT_{3k}}; \quad (17)$$

$$n_z(x) = \sum_{k=1}^N n_{z-k}(t) \prod_{s=1, s \neq k}^N \frac{(x_6(t) - x_{6s}(t))}{(x_{6k}(t) - x_{6s}(t))} + \sum_{k=1}^N \mathfrak{G}_{Z-k}. \quad (18)$$

Для повышения точности и возможности попадания при наличии ветровых возмущений в подвижную цель предлагается использовать комбинированный метод наведения: на первом этапе полета используется МПУ, на втором — любой из известных методов самонаведения. Поэтому на первом этапе в зависимости от типа цели и решаемой задачи выбирается метод самонаведения и условия переключения.

Параметры сходимости. Следующий шаг при формировании закона управления — это определение сначала параметров сходимости T_{2k} и T_{4k} в продольном канале, а затем T_{3k} и T_{6k} в боковом канале. Физический смысл этих параметров можно описать следующим образом: значение параметра T_{2k} пропорционально времени, за которое отклонение по углу наклона траектории от опорного значения должно стать нулевым, а параметр T_{4k} пропорционален времени, за которое разность по высоте от опорной траектории должна принять нулевое значение. Похожим образом определяются T_{3k} и T_{6k} , связанные с отклонениями по углу пути и продольной координате. Для решаемой задачи параметры сходимости были выбраны следующим образом:

$$T_{2k} = 7, T_{3k} = 1,$$

$$T_{4k} = \frac{|y_{4k}|}{20}, T_{6k} = \frac{|y_{6k}|}{20}.$$

Опорные траектории и условия применимости. Далее получаем минимально-необходимый набор опорных траекторий, позволяющий синтезировать МПУ для всего выбранного диапазона начальных условий, например, с использованием генетических алгоритмов [13–15] или других подходов многокритериальной оптимизации [16–17].

На последнем этапе формирования закона позиционного управления остается определиться с правилами выбора опорных траекторий и их числом. Как один из вариантов, предлагается использовать четыре опорные траектории, наиболее близкие по значениям высоты, дальности, скорости и углу пуска.

Условия применимости разработанного закона наведения — это такие начальные условия, которые могут обеспечить требуемые терминальные условия (промах, угол подхода, минимальная скорость подлета). Циклический перебор выполняют по разным начальным условиям пуска, в процессе которого формируется матрица допустимых комбинаций начальных условий.

Результаты. Получены следующие значения времени полета, скорости подхода и промаха:

$$T_f = 53,3 \text{ с}, V_T = 238,58 \text{ м/с и } \Delta X_T = 0,04 \text{ м}$$

(при $V_0 = 100 \text{ м/с}$, $\theta_0 = 20^\circ$, $\psi_0 = 45^\circ$, $H_0 = 3000 \text{ м}$, $D_0 = 15000 \text{ м}$);

$$T_f = 24,5 \text{ с}; V_T = 266,53 \text{ м/с и } \Delta X_T = 0,045 \text{ м}$$

(при $V_0 = 800 \text{ м/с}$, $\theta_0 = 10^\circ$, $\psi_0 = 35^\circ$, $H_0 = 2500 \text{ м}$, $D_0 = 8000 \text{ м}$).

Приведем примеры применения полученного пространственного закона наведения для разных начальных условий пуска (рис. 1–8).

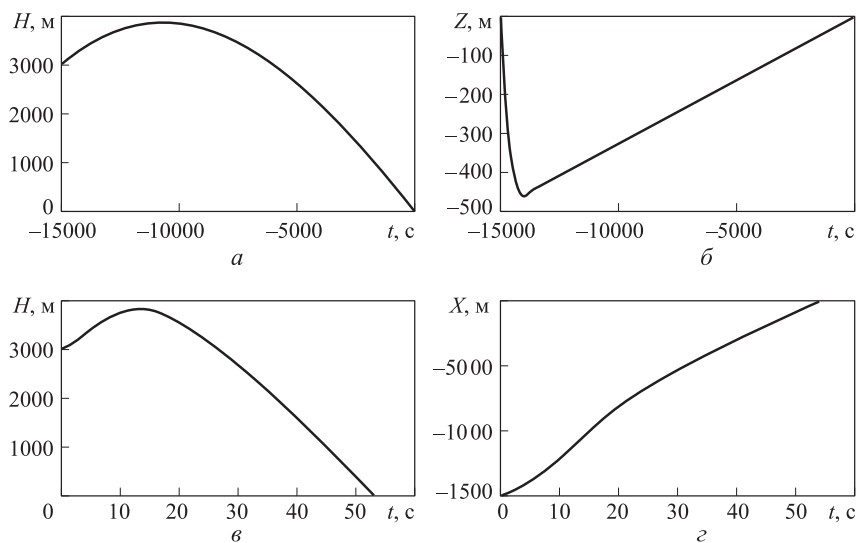


Рис. 1. Зависимость траектории (*a* и *б* — виды сбоку и сверху), высоты (*в*) и расстояния (*г*) от времени полета для начальных условий пуска:

$$V_0 = 100 \text{ м/с}, \theta_0 = 20^\circ, \psi_0 = 45^\circ, H_0 = 3000 \text{ м}, D_0 = 15000 \text{ м}$$

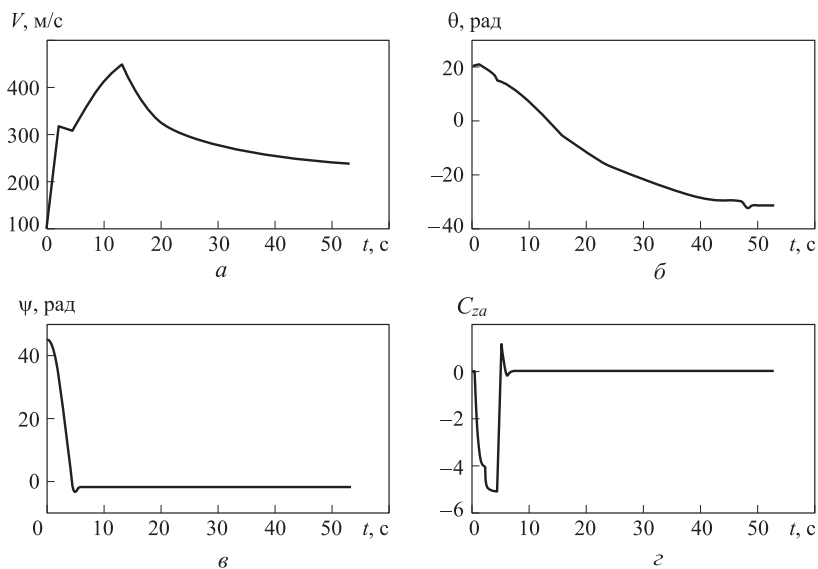


Рис. 2. Зависимость скорости (*a*), углов наклона траектории (*б*) и пути (*в*), коэффициента C_{za} (*г*) от времени полета для начальных условий пуска (см. рис. 1)

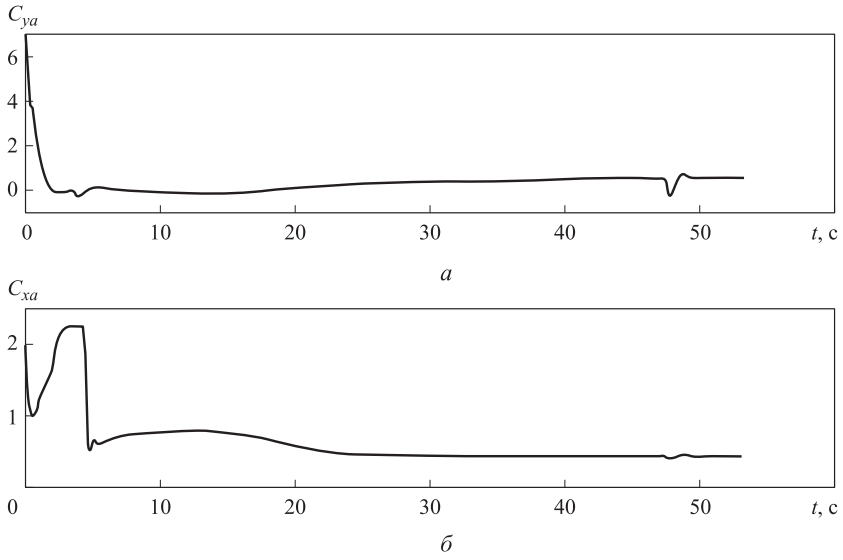


Рис. 3. Зависимость значений аэродинамических коэффициентов C_{ya} и C_{xa} (а, б) от времени полета для начальных условий пуска (см. рис. 1)

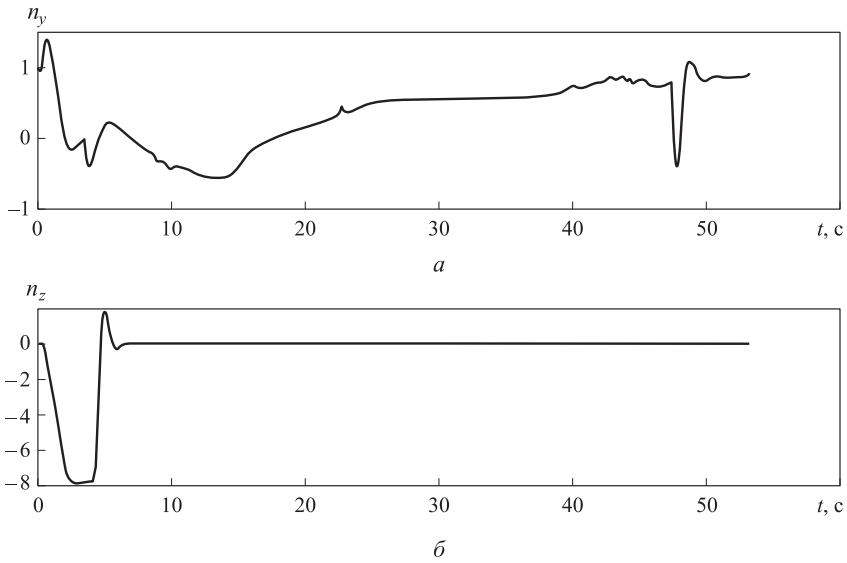


Рис. 4. Зависимость нормальной (а) и боковой (б) перегрузок от времени полета для начальных условий пуска (см. рис. 1)

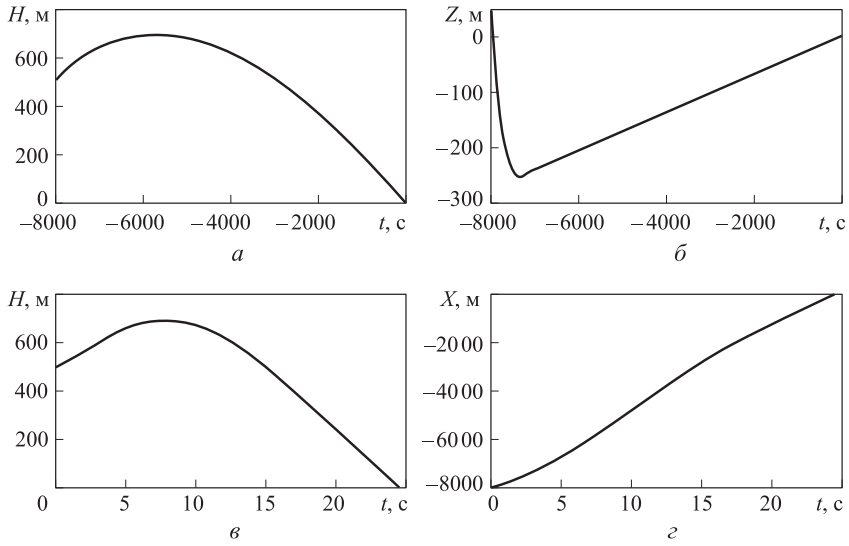


Рис. 5. Зависимость траектории (*a* и *б* — виды сбоку и сверху), высоты (*в*) и расстояния (*г*) от времени полета для начальных условий пуска:

$$V_0 = 80 \text{ м/с}, \theta_0 = 10^\circ, \psi_0 = 35^\circ, H_0 = 500 \text{ м}, D_0 = 8000 \text{ м}$$

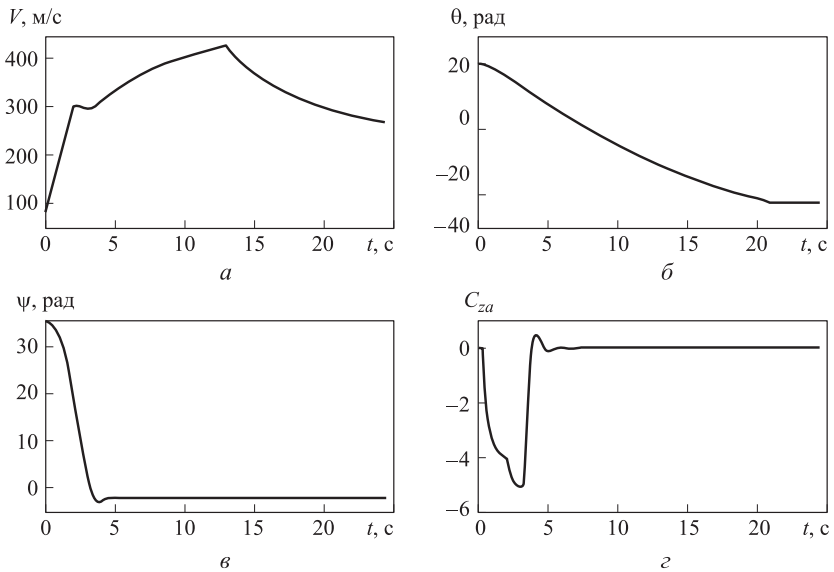


Рис. 6. Зависимость скорости (*a*), углов наклона траектории (*б*) и пути (*в*), коэффициента C_{za} (*г*) от времени полета для начальных условий пуска (см. рис. 5)

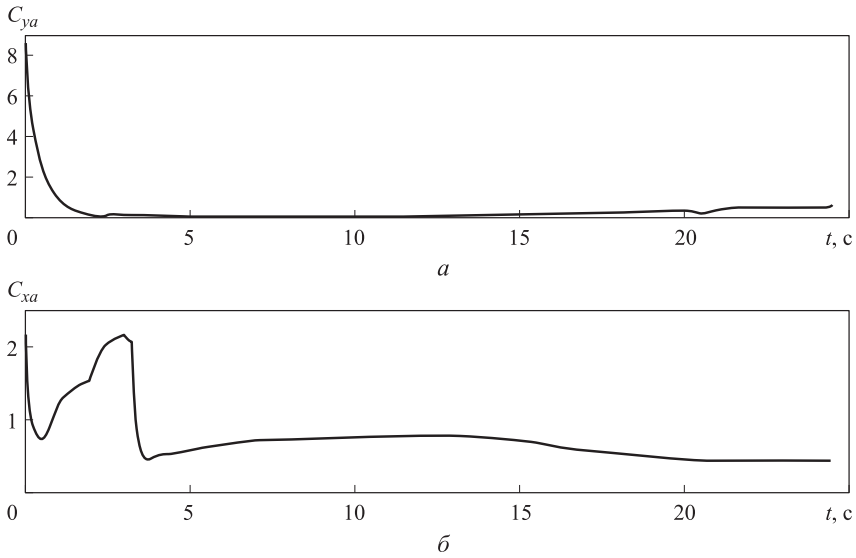


Рис. 7. Зависимость значений аэродинамических коэффициентов C_{ya} и C_{xa} (а и б) от времени полета для начальных условий пуска (см. рис. 5)

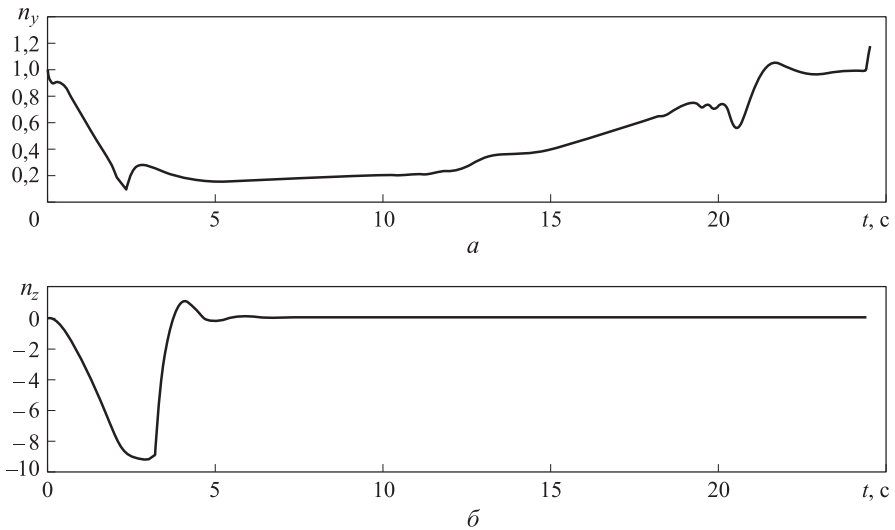


Рис. 8. Зависимость нормальной и боковой перегрузок (а и б) от времени полета для начальных условий пуска (см. рис. 5)

Заключение. Приведен универсальный подход на основе многопрограммного позиционного управления, позволяющий сформировать нелинейный метод наведения, учитывающий помимо точности попадания и другие важные критерии оптимальности, тем самым в целом обеспечивая повышение эффективности функционирования авиационных средств поражения.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Аранович Г.П., Михайлин Д.А.* Управление и наведение самолетов и ракет. М.: Изд-во МАИ, 2013. 27 с.
2. *Лебедев А.А., Карбанов В.А.* Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1965. 528 с.
3. *Соловьева И.В.* Синтез многопрограммных систем управления на основе метода позиционной оптимизации. Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. СПб.: Изд-во СПб. Гос. университета, 2010. 15 с.
4. *Воронов Е.М.* Многокритериальный синтез позиционного управления на основе многопрограммной стабилизации. Ч. 1. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2012. № 2. С. 3–19.
5. *Воронов Е.М.* Многокритериальный синтез позиционного управления на основе многопрограммной стабилизации. Ч. 2. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2012. № 3. С. 3–11.
6. *Воронов Е.М., Серов В.А., Спокойный И.А.* Оптимальное нелинейное наведение на основе алгоритма многокритериального синтеза многопрограммного позиционного управления // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. № 3. С. 54–72.
7. *Колесников А.А.* Синергетические методы управления сложными системами: Теория системного синтеза. М.: КомКнига, 2006. 240 с.
8. *Синергетические методы управления сложными системами: Механические и электромеханические системы / А.А. Колесников, Г.Е. Веселов, А.Н. Попов, А.А. Кузьменко.* М.: КомКнига, 2008. 304 с.
9. *Колесников А.А., Кобзев В.А., Никитин А.И.* Синергетический синтез законов векторного управления системы автоматической посадки самолета // Известия ЮФУ. Технические науки. 2011. № 6. С. 125–139.
10. *Веселов Г.Е., Скляр А.А., Скляр С.А.* Синергетический подход к управления беспилотным летательным аппаратом // Известия ЮФУ. Технические науки. 2013. № 5. С. 65–70.
11. *Kreerenko O., Kreerenko E.* Combined synthesis of control laws of the aircraft braking on the runway during landing // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2014. Vol. 1. P. 4110–4116.
12. *Veselov G., Sklyarov A., Sklyarov S.* Synergetic approach to quadrotor helicopter control with attractor-repeller strategy of nondeterministic obstacles avoidance // 6th International congress on ultra modern telecommunications and control systems and workshops (ICUMT). 2014. P. 228–235. DOI: 10.1109/ICUMT.2014.7002107
13. *Серов В.А.* Генетические алгоритмы оптимизации управления многокритериальными системами в условиях неопределенности на основе конфликтных равновесий // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2007. № 4. С. 70–80.
14. *Alfaro-Cid Eva, McGookin Euan W.* Genetic programming for the automatic design of controllers for a surface ship // IEEE transactions on intelligent transportation systems. 2008. Vol. 9. No. 2. P. 311–321. DOI: 10.1109/TITS.2008.922932
15. *NithyaRani N., GirirajKumar M., Anantharaman N.* Modeling and control of temperature process using genetic // IJAREEIE. 2013. Vol. 2. No. 11. P. 5355–5364.

16. *Ehrgott M.* Multicriteria optimization. Berlin: Springer, 2005. 323 p.

17. *Voronin A.N.* A method for multicriteria optimization of dynamic control systems // Artificial intelligence and application. 2014. Vol. 1. No. 3. P. 1–12. DOI: 10.15764/AIA.2014.03001

Воронов Евгений Михайлович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Савчук Алексей Михайлович — инженер НУК ИУ МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская ул., д. 5), начальник отдела АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» (Российская Федерация, 141080, Московская обл., г. Королёв, ул. Ильича, д. 7).

Спокойный Иван Александрович — аспирант кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Сычев Станислав Игоревич — начальник отдела ОКБ АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» (Российская Федерация, 141080, Московская обл., г. Королёв, ул. Ильича, д. 7).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Воронов Е.М., Савчук А.М., Спокойный И.А., Сычев С.И. Многокритериально-оптимальный нелинейный метод пространственного наведения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 6. С. 126–139. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-6-126-139

MULTICRITERION OPTIMAL SPATIAL NONLINEAR GUIDANCE METHOD

E.M. Voronov¹

emvoronov@mail.ru

A.M. Savchuk^{1,2}

I.A. Spokoinyi¹

spokoiniy@gmail.com

S.I. Sychev²

¹ **Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

² **Tactical Missiles Corporation, Korolev, Moscow Region, Russian Federation**

Abstract

This research suggests a method for obtaining multicriterion optimal spatial (two-channel) control law in the task of massive aircraft weapons (MAW) guidance on a target. Theoretical foundation of this method involves the developed approach to the synthesis of multi-program position control. In this approach the stabilizing components that provides program trajectories with asymptotic stability, are obtained by applying A.A. Kolesnikov's synergetic approach of analytical design of aggregated regulators (ADAR)

Keywords

Multicriterion optimization, positioning control, nonlinear synthesis, guidance method, aggregated regulators

REFERENCES

- [1] Aranovich G.P., Mikhaylin D.A. Upravlenie i navedenie samoletov i raket [Missile and aircraft control and navigation]. Moscow, MAI Publ., 2013. 27 p.
- [2] Lebedev A.A., Karabanov V.A. Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami [Air-drone flight control system dynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965. 528 p.
- [3] Solov'yeva I.V. Sintez mnogoprogramnykh sistem upravleniya na osnove metoda pozitsionnoy optimizatsii. Avtoref. kand. fiz.-mat. nauk [Synthesis of multiprogram control system based on positional optimization technique. Kand. phys.-math. sci. abstract]. Sankt-Petersburg, SPBU Publ., 2010. 15 p.
- [4] Voronov E.M. Multiple-criteria synthesis of positional control based on multiprogram stabilization. Part 1. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Instrument engineering], 2012, no. 2, pp. 3–19 (in Russ.).
- [5] Voronov E.M. Multiple-criteria synthesis of positional control based on multiprogram stabilization. Part 2. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Instrument engineering], 2012, no. 3, pp. 3–11 (in Russ.).
- [6] Voronov E.M., Serov V.A., Spokoynyy I.A. Optimal nonlinear guidance based on the algorithm of multi-criteria synthesis of multi-program position control. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Instrument engineering], 2014, no. 3, pp. 54–72 (in Russ.).
- [7] Kolesnikov A.A. Sinergeticheskie metody upravleniya slozhnymi sistemami: Teoriya sistemnogo sinteza [Synergetic control methods for complex systems: system synthesis theory]. Moscow, KomKniga Publ., 2006. 240 p.
- [8] Kolesnikov A.A., Veselov G.E., Popov A.N., Kuz'menko A.A. Sinergeticheskie metody upravleniya slozhnymi sistemami: Mekhanicheskie i elektromekhanicheskie sistemy [Synergetic control methods for complex systems: mechanical and electromechanical systems]. Moscow, KomKniga Publ., 2008. 304 p.
- [9] Kolesnikov A.A., Kobzev V.A., Nikitin A.I. Synergetics synthesis of vector control laws for aircraft automatic landing system. *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering sciences], 2011, no. 6. pp. 125–139 (in Russ.).
- [10] Veselov G.E., Sklyarov A.A., Sklyarov S.A. Synergistic approach to the control of unmanned aerial vehicle. *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering sciences], 2013, no. 5, pp. 65–70 (in Russ.).
- [11] Kreerenko O., Kreerenko E. Combined synthesis of control laws of the aircraft braking on the runway during landing. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. 2014, vol. 1, pp. 4110–4116.
- [12] Veselov G., Sklyarov A., Sklyarov S. Synergetic approach to quadrotor helicopter control with attractor-repeller strategy of nondeterministic obstacles avoidance. *6th International congress on ultra modern telecommunications and control systems and workshops (ICUMT)*, 2014, pp. 228–235. DOI: 10.1109/ICUMT.2014.7002107

- [13] Serov V.A. Genetic algorithms of optimizing control of multi-objective systems under condition of uncertainty based on conflict equilibrium. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Instrument engineering], 2007, no. 4, pp. 70–80 (in Russ.).
- [14] Alfaro-Cid Eva, McGookin Euan W. Genetic programming for the automatic design of controllers for a surface ship. *IEEE transactions on intelligent transportation systems*, 2008, vol. 9, no. 2, pp. 311–321. DOI: 10.1109/TITS.2008.922932
- [15] NithyaRani N., GirirajKumar M., Anantharaman. Modeling and control of temperature process using genetic. *IJAREEIE*, 2013, vol. 2, no. 11, pp. 5355–5364.
- [16] Ehrgott M. Multicriteria optimization. Berlin, Springer, 2005. 323 p.
- [17] Voronin A.N. A method for multicriteria optimization of dynamic control systems. *Artificial intelligence and application*, 2014, vol. 1, no. 3, pp. 1–12. DOI: 10.15764/AIA.2014.03001

Voronov E.M. — Dr. Sci. (Eng.), Professor of Automatic Control Systems Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Savchuk A.M. — engineer at the Education and Research Complex of Informatics and Control Systems Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation); Division Director of Tactical Missiles Corporation (Ilyicha ul. 7, Korolev, Moscow Region, 141080 Russian Federation).

Spokoinyi I.A. — post-graduate student of Automatic Control Systems Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Sychev S.I. — Division Director of Experimental Design Bureau of Tactical Missiles Corporation (Ilyicha ul. 7, Korolev, Moscow Region, 141080 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Voronov E.M., Savchuk A.M., Spokoinyi I.A., Sychev S.I. Multicriterion Optimal Spatial Non-linear Guidance Method. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2016, no. 6, pp. 126–139. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-6-126-139