УДК 629.7 DOI 10.18698/2308-6033-2017-10-1692

Построение многоцелевой системы крылатых ракет в условиях многофакторной неопределенности

© В.М. Балык[1], А.А. Маленков[1], В.С. Петровский[2], А.С. Станченко[1]

[1]МАИ (НИУ), Москва, 125993, Россия
[2]АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Московская обл., 143966, Россия

Рассмотрена задача построения системы крылатых ракет, устойчивой к изменению внешней целевой обстановки. Сформулирован критерий устойчивости, позволяющий выбирать такие проектные решения, при которых вероятность выполнения целевой задачи, стоящей перед системой не меньше заданной. Определена статистическая функциональная взаимосвязь между критерием оптимальности и проектным решением, что дает возможность найти рациональное устойчивое проектное решение. Представлен критерий устойчивости проектного решения к многофакторной неопределенности, обусловленной действием неконтролируемых факторов, связанных с целью. Большое количество таких факторов, различная природа их происхождения, неполнота знаний их законов обусловливают необходимость рассмотрения факторов неопределенности с более общих позиций, связанных с понятием устойчивости проектного решения к возмущающим факторам. В качестве критерия устойчивости рассмотрен критерий регулярности, записанный относительно констант Липшица, характеризующих степень устойчивости критериальных оценок к вариациям факторов неопределенности.

Ключевые слова: *крылатая ракета, оптимальное целераспределение, многофакторная неопределенность, функциональная устойчивость*

Введение. В условиях сложившейся политической обстановки в мире возникает потребность в проектировании новых средств и изделий оборонного комплекса и в повышении эффективности имеющихся на вооружении. Не являются исключением сложная техническая система крылатых ракет. Основная цель, стоящая перед ней, заключается в распределении цели между отдельными крылатыми ракетами и выборе их проектных параметров такими, чтобы эффективность действия системы крылатых ракет не была ниже заданного показателя при любом допустимом сочетании неконтролируемых факторов, связанных с целями.

Такая задача, по существу, является комбинаторной, однако вследствие большой размерности и огромного количества функциональных ограничений стандартные методы решения комбинаторных задач в этом случае малопригодны. Замена внешнего множества целевых задач на некоторую расчетную характеристику также недопустима, поскольку расчетные характеристики зачастую приводят к появлению существенной систематической ошибки, а в ряде случаев вообще могут отсутствовать.

Для решения задач такого класса необходимо построить функцию $E(\omega)$, являющуюся обобщением расчетных характеристик, которая позволяет оценить работу системы в целом — по всей совокупности выполняемых ею задач. Правила построения указанной функции подчинены статистическому синтезу, основным объектом которого является статистическая выборка для всего многообразия характеристик целей. По критерию оптимальности проводится построение функции распределения целевых задач по типам летательных аппаратов системы.

Постановка задачи. Рассмотрим построение наряда крылатых ракет как сложной технической системы, перед которой поставлена задача оптимального распределения целей между ее элементами, выберем оптимальные параметры каждого типа крылатых ракет, а также необходимое количество носителей полезных нагрузок, требуемых для выполнения конкретных целевых задач.

Динамическую систему описывает следующая система дифференциальных уравнений движения:

$$\begin{gathered}
\dot{x}_1 = \left[P - X - mg\sin(x_2)\right] / x_7, \\
\dot{x}_2 = \left[P\alpha + Y - mg\cos(x_2)\right] / x_1 x_7, \\
\dot{x}_3 = (P\beta - Z)/(x_1 x_7)\cos(x_2), \\
\dot{x}_4 = x_1 \sin(x_2), \\
\dot{x}_5 = x_1 \cos(x_2)\cos(x_3), \\
\dot{x}_6 = -x_1 \cos(x_2)\sin(x_3), \\
\dot{x}_7 = -\dot{m},
\end{gathered} \tag{1}$$

где P — тяга двигательной установки; X — сила лобового сопротивления; m — текущая масса аппарата; g — ускорение свободного падения; α — угол атаки; Y — подъемная сила; β — угол скольжения; Z — боковая сила, $\dot{m}$ — секундный расход топлива; $\dot{x}_1 = \frac{dV}{dt}$, $\dot{x}_2 = \frac{d\theta}{dt}$, $\dot{x}_3 = \frac{d\psi}{dt}$, $\dot{x}_4 = \frac{dx}{dt}$, $\dot{x}_5 = \frac{dy}{dt}$, $\dot{x}_6 = \frac{dz}{dt}$, $\dot{x}_7 = -\frac{dm}{dt}$, здесь θ — угол наклона траектории, ψ — угол курса, x, y, z — координаты аппарата по осям x, y, z земной системы координат; v — скорость аппарата.

В качестве вектора проектных параметров примем вектор

$$a = \left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right),$$

где n_0 — начальная тяговооруженность; $l_{\text{кр}}$ — размах крыла; $l_{\text{корп}}$ — длина корпуса крылатой ракеты, $\dot{m}$ — секундный расход топлива.

В качестве вектора неконтролируемых факторов принят вектор $\omega = \left(x_{\text{ц}}, y_{\text{ц}}, z_{\text{ц}}, v_{\text{ц}}\right)$, где $x_{\text{ц}}$, $y_{\text{ц}}$, $z_{\text{ц}}$ — начальные целеуказания головки самонаведения положения цели по осям x, y и z; $v_{\text{ц}}$ — скорость цели.

Проектные параметры представим в виде аппроксимаций тригонометрическими полиномами, в которых аргументом J является критерий оптимальности, представленный в виде вероятности накрытия i-й цели:

$$J = P_{\text{нак}\,i},$$

$$\begin{aligned}
n_0 &= \frac{a_0^{(1)}}{2} + \left[a_1 \cos\left(\omega_1 J\right) + b_1 \sin\left(\omega_1 J\right)\right],\\
l_{\text{кр}} &= \frac{a_0^{(2)}}{2} + \left[a_2 \cos\left(\omega_2 J\right) + b_2 \sin\left(\omega_2 J\right)\right],\\
l_{\text{корп}} &= \frac{a_0^{(3)}}{2} + \left[a_3 \cos\left(\omega_3 J\right) + b_3 \sin\left(\omega_3 J\right)\right],\\
\dot{m} &= \frac{a_0^{(4)}}{2} + \left[a_4 \cos\left(\omega_4 J\right) + b_4 \sin\left(\omega_4 J\right)\right],
\end{aligned} \tag{2}$$

где $a_0^{(i)}$, $i = \overline{1,4}$ — среднее значение i-го параметра; a_i, b_i, $i = \overline{1,4}$ — коэффициенты Фурье; ω_i, $i = \overline{1,4}$ — частота.

В качестве критерия оптимальности примем критерий регулярности вида:

$$\Delta^2 \left(B\right)^{\text{opt}} = \min_{\left\{\begin{matrix} a_1, b_1, \omega_1 \\ a_2, b_2, \omega_2 \\ a_3, b_3, \omega_3 \\ a_4, b_4, \omega_4 \end{matrix}\right\}} \frac{\sum_{i=1}^{N} \left(K_i - K_{i,\,\text{зад}}\right)^2}{\sum_{i=1}^{N} \left(K_{i,\,\text{зад}}\right)^2}, \tag{3}$$

где K_i — константа Липшица в i-й строке статистической выборки объема N; $K_{i,\,\text{зад}}$ — заданное значение константы Липшица.

Статистическая выборка (табл. 1), по которой осуществляется синтез устойчивого проектного решения, формируется с помощью зондирования математических моделей (1) и (2) N испытаниями. Каждое испытание характеризуется двумя векторами проектного решения a_i и a_{i+1}, $i=\overline{1, N-1}$.

Таблица 1

Синтез устойчивого проектного решения

№ п/п	Вектор проектного решения a	Критерий оптимальности J	Константа Липшица $\dfrac{\lvert J_i - J_j \rvert}{a_i - a_j}$	Заданная константа Липшица $K_{\text{зад}}$
1	$a_1 = \left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right)_1$ $a_2 = \left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right)_2$	$J_1 = P_{\text{нак}1}$ $J_2 = P_{\text{нак}2}$	$\left(\dfrac{\lvert J_i - J_j \rvert}{a_i - a_j}\right)_1$	$K_{1,\,\text{зад}}$
2	$a_3 = \left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right)_3$ $a_4 = \left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right)_4$	$J_3 = P_{\text{нак}3}$ $J_4 = P_{\text{нак}4}$	$\left(\dfrac{\lvert J_i - J_j \rvert}{a_i - a_j}\right)_2$	$K_{2,\,\text{зад}}$
…	…	…	…	…
N	$a_{N-1} = \left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right)_{N-1}$ $a_N = \left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right)_N$	$J_{N-1} = P_{\text{нак}\,N-1}$ $J_N = P_{\text{нак}\,N}$	$\left(\dfrac{\lvert J_i - J_j \rvert}{a_i - a_j}\right)_N$	$K_{N,\,\text{зад}}$

Статистическая выборка (см. табл. 1) имеет ряд особенностей. В каждой строке выборки задаются два варианта проектного решения, которые необходимы для расчета условия устойчивости. Для всех строк выборки значения заданной константы Липшица $K_{\text{зад}}$ принимаются одинаковыми, т. е.

$$K_{1,\,\text{зад}} = K_{2,\,\text{зад}} = \ldots = K_{N,\,\text{зад}}.$$

Это необходимое условие вероятности выполнения целевой задачи всей динамической системой в целом не ниже заданной. Таким образом, осуществляется постановка задачи выбора проектного решения, при котором суммарная эффективность системы крылатых ракет не ниже заданной — P_Σ при любой вариации неконтролируемых факторов ω из заданного множества W.

Расчет вероятности накрытия цели. Траекторию полета каждой ракеты можно описать по следующим участкам: набора высоты, маршевому участку, участку наведения, низковысотному участку. В процессе движения два раза происходит включение радиолокационной головки самонаведения (ГСН). При первом включении ГСН происходит захват и селекция целей. Посредством обмена информацией между составными частями системы определяется положение целей в соответствующих областях пространства. Такой обмен проводится путем сравнения картин, которые «видит» перед собой каждая ракета в отдельности. Например, если *i*-я крылатая ракета обнаруживает объекты в квадратах А1, А2 и Б1 (рис 1) и точно известно, что в квадрате Б2 целей нет, а $(i+1)$-я крылатая ракета замечает объекты в квадратах А1, А2 и Б2, то можно точно сказать, что их цели будут лежать в квадратах А1 и А2. Во время второго включения ГСН происходит корректировка последнего участка траектории с учетом изменения положения цели в пространстве [1–3].

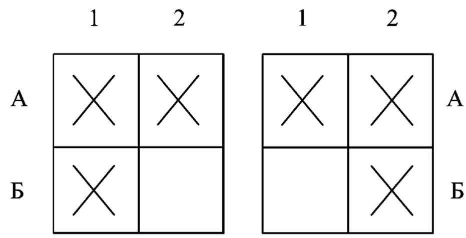

Рис. 1. Возможное нахождение целей в пространстве

Возможное распределение целевых задач между отдельными крылатыми ракетами иллюстрирует рис. 2.

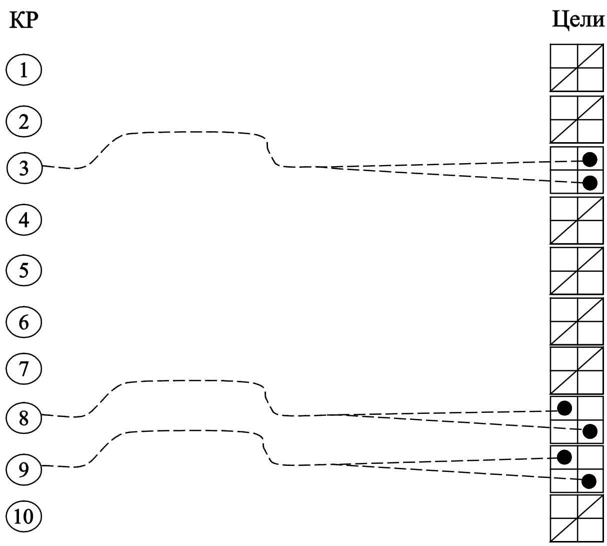

Рис. 2. Пример распределения целевых задач между элементами системы

Необходимое количество крылатых ракет для поражения *i*-й цели определяется исходя из заданной эффективности поражения *i*-й цели выражением

$$P_{\Sigma} = \left(1 - P_{\text{ПВО}}\right) P_{\text{б.ч}_j} H_{\text{над}_j} P_{\text{нак}_i},$$

где $P_{\text{ПВО}}$ — вероятность преодоления ПВО; $P_{\text{б.ч}_j}$ — вероятность срабатывания боевой части, которая зависит от массы соответствующей полезной нагрузки $P_{\text{б.ч}_j} = f\left(m_{\text{п.н}_j}\right)$; $j = \overline{1, N}$; $P_{\text{нак}_i}$ — вероятность накрытия i-й цели, $i = \overline{1, k}$; $H_{\text{над}\, j}$ — надежность j-й крылатой ракеты.

Тогда необходимое количество крылатых ракет j-го типа определяется выражением

$$n_j = \frac{\lg\left(1 - P_{\Sigma}\right)}{\lg\left(1 - P_{\text{нак},\, i}\right)}.$$

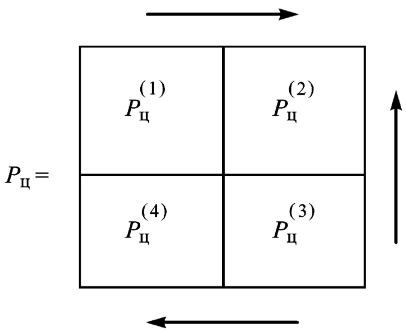

Рис. 3. Вероятность нахождения цели в определенной области пространства

Поскольку цель находится в определенной области пространства с некоторой известной вероятностью $P_{\text{нах. ц}}^{(i)}$ (рис. 3), методами статистического синтеза можно найти статистическую вероятность накрытия цели:

$$P_{\text{ст}}^{(i)} = \frac{n_{\text{уд}}^{(i)}}{n_{\Sigma}},$$

где $n_{\text{уд}}^{(i)}$ — количество удачных исходов (накрытие цели); n_{Σ} — общее количество исходов.

Для i-й цели:

$$P_{\text{ц}}^{(1)} = \text{const1},\ \omega^{(1)} = \left(x_{\text{ц}}^{(1)}, z_{\text{ц}}^{(1)}, V_{\text{ц}}^{(1)} \psi_{\text{ц}}^{(1)}\right),\ P_{\text{ст}}^{(1)} = \frac{n_{\text{уд}}^{(1)}}{n_{\Sigma}},$$

$$P_{\text{ц}}^{(2)} = \text{const2},\ \omega^{(2)} = \left(x_{\text{ц}}^{(2)}, z_{\text{ц}}^{(2)}, V_{\text{ц}}^{(2)} \psi_{\text{ц}}^{(2)}\right),\ P_{\text{ст}}^{(2)} = \frac{n_{\text{уд}}^{(2)}}{n_{\Sigma}},$$

$$P_{\text{ц}}^{(3)} = \text{const3},\ \omega^{(3)} = \left(x_{\text{ц}}^{(3)}, z_{\text{ц}}^{(3)}, V_{\text{ц}}^{(3)} \psi_{\text{ц}}^{(3)}\right),\ P_{\text{ст}}^{(3)} = \frac{n_{\text{уд}}^{(3)}}{n_{\Sigma}},$$

$$P_{\text{ц}}^{(4)} = \text{const4},\ \omega^{(4)} = \left(x_{\text{ц}}^{(4)}, z_{\text{ц}}^{(4)}, V_{\text{ц}}^{(4)} \psi_{\text{ц}}^{(4)}\right),\ P_{\text{ст}}^{(4)} = \frac{n_{\text{уд}}^{(4)}}{n_{\Sigma}}.$$

Тогда

$$P_{\min_i} = \min\left\{P_{\text{ст}}^{(1)}, P_{\text{ст}}^{(2)}, P_{\text{ст}}^{(3)}, P_{\text{ст}}^{(4)}\right\}$$

и

$$P_{\text{нак}_i} = P_{\text{ц}}^{(i)} P_{\min_i},$$

где $\omega^{(i)}$ — вектор неконтролируемых факторов i-й цели; $P_{\text{нак}_i}$ — вероятность накрытия i-й цели j-м типом крылатой ракеты.

Обеспечение устойчивого функционирования крылатой ракеты. Устойчивое функционирование крылатых ракет по траектории означает, что траектория движения каждой из них будет устойчивой по отношению к вектору неконтролируемых факторов:

$$\omega_i = \left(x_{\text{ц}}, y_{\text{ц}}, z_{\text{ц}}, v_{\text{ц}},\right)_i, \ i = \overline{1, k},$$

где k — количество целей.

Устойчивость движения здесь следует понимать так, как это описано в работе [4]. Невозмущенное движение устойчиво, если все возмущения x_i, $i = \overline{1, n}$, значения которых в начальный момент времени t_0 достаточно малы, ни при каких t, больших t_0, не выходят за пределы, определенные заданными числами L. В настоящей работе это определение уточняется следующим образом: … если при всех значениях неконтролируемых факторов из заданного множества W движение всех элементов заданной динамической системы приводит к вероятности выполнения целевых задач не меньше заданной.

Математическую модель динамической системы можно представить в виде следующего нелинейного операторного уравнения

$$Cd = J, \ d \in D, \ J \in F, \tag{4}$$

где C — непрерывный нелинейный оператор, отображающий метрическое пространство D на метрическое пространство F.

Элементами пространства D являются векторы проектного решения d, $d \in D$, т. е. D определяется как множество допустимых решений, а элементами пространства F — выходные характеристики исследуемой системы, в частности критериальные оценки.

В операторной записи (4) предполагается существование обратного оператора C^{-1}, который, в общем случае, не непрерывен. Если оператор C^{-1} не непрерывен, то задача исследования динамической системы поставлена некорректно [5, 6]. Это означает, что в задаче отсутствует непрерывная зависимость решения операторного уравнения $Cd = J$ от изменения исходных данных, при этом под изменением исходных данных следует понимать как возмущения правых частей в уравнении (4), так и возмущения оператора C. Источником возмущений в теории статистического синтеза являются не вычислительные погрешности (погрешности метода, погрешности аппроксимации различных функций, ошибки округления и т. п.), а неконтролируемые факторы, связанные с состоянием среды (атмосферы, гидросферы и т. п.) и с описанием цели (координат, скорости, курса и т. д.). Такая неопределенность называется многофакторной. При многофакторной неопределенности возмущенным является оператор C в уравнении (4):

$$\tilde{C}d = J,$$

где $\tilde{C} = C_0 + \Delta C$; C_0 — номинальный оператор математической модели при номинальных значениях возмущенных факторов; ΔC — возмущение математической модели под действием неконтролируемых факторов.

Задача определения решения $d = C^{-1}(J)$ на пространстве D по исходным данным $J \in F$ называется устойчивой на пространствах (D, F), если для любого числа $\varepsilon > 0$ можно указать такое число $\delta(\varepsilon) > 0$, что из неравенства $\rho_F(J_1, J_2) \le \delta(\varepsilon)$ следует: $\rho_D(d_1, d_2) \le \varepsilon$, где $d_1 = C^{-1}(J_1)$, $d_2 = C^{-1}(J_2)$; $J_1, J_2 \in F$, $d_1, d_2 \in D$, $\rho_D(\cdot)$, $\rho_F(\cdot)$ — метрики в пространствах D и F. Здесь J_1 и J_2 — два возможных состояния правой части уравнения (4), а d_1 и d_2 — соответствующие им решения. Из данного определения следует неравенство:

$$\rho_F(J_i, J_j) \le \rho_D\left(\tilde{C}^{-1}J_i, \tilde{C}^{-1}J_j\right).$$

Перепишем данное неравенство в форме условия Липшица:

$$\left|J_i - J_j\right| \le K d_i - d_j,$$

где $K < 1$ — константа Липшица.

Окончательно условие Липшица имеет вид:

$$\frac{\left|J_i - J_j\right|}{d_i - d_j} \le K.$$

Константу K назовем степенью устойчивости, $0 \le K < 1$.

Перепишем критерий устойчивости (3) в форме константы Липшица:

$$\Delta^2(B) = \frac{\sum_{i=1}^{N}\left[K_i - K_{i,\,\text{зад}}\right]^2}{\sum_{i=1}^{N}\left(K_{i,\,\text{зад}}\right)^2},$$

где

$$K_i = \frac{\left|J_i - J_j\right|}{\left|d_i - d_j\right|}$$

есть текущий уровень устойчивости [7, 8], зависящий от проектного решения $K_i\left(n_0, l_{\text{кр}}, l_{\text{корп}}, \dot{m}\right)$.

На окончательном этапе формирования устойчивого проектного решения проводится минимизация критерия регулярности [9, 10]:

$$\Delta^2 \left(B\right)^{\text{opt}} = \min_{\left\{\substack{a_i,\, b_i,\, \omega_i \\ i=\overline{1,4}}\right\}} \frac{\sum_{i=1}^{N} \left[K_i - K_{i,\,\text{зад}}\right]^2}{\sum_{i=1}^{N} \left(K_{i,\,\text{зад}}\right)^2}. \tag{5}$$

По статистической выборке (см. табл. 1) восстанавливается зависимость вида

$$P_{\text{нак}} = c_0 + \sum_{i=1}^{m} (c_1^{(i)} n_0^{\alpha_1^{(i)}} + c_2^{(i)} l_{\text{кр}}^{\alpha_2^{(i)}} + c_3^{(i)} l_{\text{корп}}^{\alpha_3^{(i)}} + c_4^{(i)} \dot{m}^{\alpha_4^{(i)}}) . \tag{6}$$

Здесь линейные $c_1^{(i)}$, $c_2^{(i)}$, $c_3^{(i)}$, $c_4^{(i)}$ и нелинейные $\alpha_1^{(i)}$, $\alpha_2^{(i)}$, $\alpha_3^{(i)}$, $\alpha_4^{(i)}$ параметры определяются из условия минимума критерия (5). Устойчивые проектные решения обеспечивают суммарную вероятность (табл. 2) накрытия целей не меньше 0,8 ($P_\Sigma = 0,8$).

Таблица 2

Устойчивые проектные решения при $n_0 = 1,4$, $l_{\text{кр}} = 0,75$, $l_{\text{корп}} = 7$, $\dot{m} = 1,8$

Вход				Выход
Неконтролируемые факторы				
$x_{\text{ц}}$ *	$y_{\text{ц}}$ *	$z_{\text{ц}}$ *	$V_{\text{ц}}$ *	P_Σ
384,72	324,25	–826,44	4,1622	0,9
–353,72	411,4	–504,68	7,896	
72,24	395,75	210,88	9,9078	
556,2	257,1	1114,84	9,387	
315,12	449,8	528,44	7,5663	
485,92	163,35	862,36	9,8826	
442,4	394,1	–141,84	17,4048	
–899,2	122,55	–300,28	5,0925	
–72,24	93,3	362,76	12,4824	
210,88	298,2	–353,72	16,1406	

Окончание табл. 2

Вход				Выход
Неконтролируемые факторы				
$x_ц$ *	$y_ц$ *	$x_ц$ *	$V_ц$ *	$x_ц$ *
4,1622	324,25	–826,44	4,1622	0,8
–353,72	411,4	–504,68	7,896	
72,24	395,75	210,88	9,9078	
556,2	257,1	1114,84	9,387	
384,72	449,8	528,44	17,2788	
485,92	163,35	862,36	9,8826	
442,4	394,1	–912,48	17,4048	
–899,2	122,55	–300,28	5,0925	
–72,24	93,3	362,76	12,4824	
210,88	298,2	–353,72	16,1406	

* Неконтролируемые факторы.

Для того чтобы вероятность накрытия цели можно было рассчитать статистическим методом, для каждого варианта проектного решения была проведена серия статистических испытаний, состоящая из десяти реализаций вектора неконтролируемых факторов ω.

Параметры n_0, $l_{кр}$, $l_{корп}$, $\dot{m}$ подставлялись в (6) в виде, представленном в (2). В результате минимизации критерия (5) были получены оптимальные параметры $c_1^{(i)}$, $c_2^{(i)}$, $c_3^{(i)}$, $c_4^{(i)}$, $\alpha_1^{(i)}$, $\alpha_2^{(i)}$, $\alpha_3^{(i)}$, $\alpha_4^{(i)}$, по которым был получен полином

$$\begin{gathered} P_{нак} = 0,137 + 3,943 n_0^{-1,243} + 0,235 l_{кр}^{\,0,306} - 0,3 l_{корп}^{\,-0,577} + 2,435 \dot{m}^{-5,044} \\ +3,648 n_0^{-1,1} + 0,141 l_{кр}^{\,-0,349} - 0,244 l_{корп}^{\,-0,531} + 2,033 \dot{m}^{-1,334}. \end{gathered} \quad (7)$$

Из полинома (7) следует оптимальное проектное решение:

$$\frac{\partial P_{нак}}{\partial n_0} = 0, \;\; n_0 = 1,4,$$

$$\frac{\partial P_{нак}}{\partial l_{кр}} = 0, \;\; l_{кр} = 0,86,$$

$$\frac{\partial P_{нак}}{\partial l_{корп}} = 0, \;\; l_{корп} = 7,$$

$$\frac{\partial P_{\text{нак}}}{\partial \dot{m}} = 0, \quad \dot{m} = 1,8,$$

которое обеспечивает согласно критерию (5) устойчивое функционирование крылатой ракеты по отношению к неконтролируемым факторам, описывающим цель.

Заключение. Сформулирована задача выбора устойчивых режимов движения системы крылатых ракет в условиях действия факторов неопределенности, обусловленных поведением целей. Разработан критерий устойчивости проектного решения крылатой ракеты к многофакторной неопределенности, который имеет вид статистического критерия регулярности, записанного относительно константы Липшица. Разработана двухуровневая схема нахождения устойчивого проектного решения, на верхнем уровне которой определяются параметры аппроксимирующего полинома, исходя из условия минимума принятого критерия устойчивости, а на нижнем уровне, по условиям стационарности аппроксимирующего полинома, определяется собственно рациональное проектное решение. Получены численные результаты по формированию устойчивого проектного решения для крылатой ракеты по условию вероятности накрытия целей не менее 0,8.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Илюхин И.М., Костылев Н.М. Разработка алгоритма наведения запускаемого объекта на подвижную мишень. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 9. URL: http:// engjournal.ru/catalog/pribor/optica/919.html

[2] Курейчик В.М. Генетические алгоритмы. Состояние. Проблемы. Перспективы. *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*, 1999, № 1, с. 144–160.

[3] Ивахненко А.Г. *Индуктивный метод самоорганизации моделей сложных систем*. Киев, Наук. думка, 1981, 296 с.

[4] Абгарян К.А., Рапопорт И.М. *Динамика ракет*. Москва, Машиностроение, 1969, 378 с.

[5] Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. *Методы решения некорректных задач*. Москва, Наука, 1979, 285 с.

[6] Самарский А.А., Вабишевич П.Н. *Численные методы решения обратных задач математической физики*. Москва, Издательская группа URSS, 2007, 478 с.

[7] Балык В.М., Калуцкий Н.С. Статистический синтез устойчивых проектных решений при проектировании летательного аппарата в условиях многофакторной неопределенности. *Вестник Московского авиационного института*, 2008, т. 15, № 1, с. 29–36.

[8] Балык В.М., Веденков К.В., Кулакова Р.Д. Методы структурно-параметрического синтеза многоцелевых систем летательных аппаратов с многомерным внешним неоднородным целевым множеством. *Вестник Московского авиационного института*, 2014, т. 21, № 4, с. 49–58.

[9] Пиявский С.А., Брусов В.С., Хвилон Е.А. *Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1974, 168 с.

[10] Балык В.М. *Статистический синтез проектных решений при разработке сложных систем*. Москва, Изд-во МАИ, 2011, 280 с.

Статья поступила в редакцию 02.05.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:
Балык В.М., Маленков А.А., Петровский В.С., Станченко А.С. Построение многоцелевой системы крылатых ракет в условиях многофакторной неопределенности. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 10.
http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-10-1692

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Балык Владимир Митрофанович — д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры «Проектирование аэрогидрокосмических систем» МАИ (НИУ), действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. Область научной деятельности: статистический синтез сложных технических систем.

Маленков Антон Александрович — аспирант МАИ (НИУ).
e-mail: malenkov.anton@mail.ru

Станченко Антон Сергеевич — аспирант МАИ (НИУ).

Петровский Владимир Степанович — главный научный сотрудник АО «ВПК «НПО машиностроения».

Constructing a multipurpose system of cruise missiles within the conditions of multifactorial uncertainty

© V.M. Balyk[1], A.A. Malenkov[1], V.S. Petrovskiy[2], A.S. Stanchenko[1]

[1]Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russia
[2]Joint stock company Military and industrial corporation NPO Mashinostroyenia, Reutov, Moscow region, 143966, Russia

The article considers the problem of constructing a system of cruise missiles resistant to the change of the external target environment. We have formulated a criterion of stability that allows selecting such design decisions which increase the feasibility of accomplishing the target by the system. Our work defines the statistical functional interconnection between the optimality criterion and the design decision, which provides an opportunity for finding a reasonable stable design decision. We introduce a criterion of the design decision immunity to the multifactorial uncertainty that is dependent on the impact of the uncontrolled factors related to the target. A large variety of such factors, different nature of their origin and the incompleteness of knowledge of their laws dictate the need for considering the multifactorial uncertainty from more common positions connected with the notion of the design decision immunity to the perturbing factors. As the criterion of immunity we examine a regularity criterion written in relation to the Lipschitz constant characterizing the degree of the criterion scores immunity to the variations of the multifactorial uncertainty.

Keywords: *cruise missile, optimal target allocation, multifactorial uncertainty, functional stability*

REFERENCES

[1] Ilyukhin I.M., Kostylev N.M. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering journal: science and innovation,* 2013, iss. 9. Available at: http://engjournal.ru/catalog/pribor/optica/919.html (accessed August 4, 2017).

[2] Kureychik V.M. *Izvestiya Rossiiskoy Akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya — Journal of Computer and Systems Sciences International,* 1999, no. 1, pp. 144–160.

[3] Ivakhnenko A.G. *Induktivnyy metod samoorganizatsii modeley slozhnykh system* [Induction method of complicated systems models self-ogranization]. Kyiv, Naukova dumka Publ., 1981, 296 p.

[4] Abgaryan K.A., Rapoport I.M. *Dinamika raket* [Missile dynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 378 p.

[5] Tikhonov A.N., Arsenin V.Ya. *Metody resheniya nekorrektnykh zadach* [Methods for solving ill-conditioned problems]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 285 p.

[6] Samarskiy A.A., Vabishevich P.N. *Chislennye metody resheniya obratnykh zadach matematicheskoy fiziki* [Numerical computations of inverse problems in mathematical physics]. Moscow, URRS Publ., 2007, 478 p.

[7] Balyk V.M., Kalutskiy N.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Bulletin of Moscow Aviation Institute,* 2008, vol.15, no. 1, pp. 29–36.

[8] Balyk V.M., Vedenkov K.V., Kulakova R.D. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Bulletin of Moscow Aviation Institute,* 2014, vol. 21, no. 4, pp. 49–58.

[9] Piyavskiy S.A., Brusov V.S., Khvilon E.A. *Optimizatsiya parametrov mnogotselevykh letatelnykh apparatov* [Optimizing the parameters of multipurpose aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 168 p.

[10] Balyk V.M. *Statisticheskiy sintez proektnykh resheniy pri razrabotke slozhnykh system* [Statistic synthesis of design decisions in complicated systems development]. Moscow, MAI Publ., 2011, 280 p.

Balyk V.M., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Designing of Aero Hydrospace Systems Department, Moscow Aviation Institute (National Research University). Member of the Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky. Research interests include: Statistic synthesis of complicated engineering systems.

Malenkov A.A., post-graduate of Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: malenkov.anton@mail.ru

Stanchenko A.S., post-graduate of Moscow Aviation Institute (National Research University).

Petrovskiy V.S., Chief Research Scientist of the Joint stock company Military and industrial corporation NPO Mashinostroyenia.