

## **ИССЛЕДОВАНИЕ И РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛЕЙ МОМЕНТНО-ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЗЕНИТНЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ**

<sup>1</sup>Лопухов А. В., <sup>2</sup>Федоров А. И., <sup>3</sup>Драгун В. Р.

<sup>1</sup>Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь», Минск, Беларусь, [lorixov.2017@mail.ru](mailto:lorixov.2017@mail.ru)

<sup>2</sup>Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь», Минск, Беларусь

<sup>3</sup>Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь», Минск, Беларусь

В статье описано исследование и расчет моделей комбинированного способа создания управляющих сил и моментов для перспективной зенитной управляемой ракеты, для обеспечения высокой маневренности, что позволит повысить располагаемую перегрузку и надежность перехвата средств воздушного нападения.

Моментное газодинамическое управление (МГДУ) в задаче модификации бортовой системы стабилизации (БСС) зенитной управляемой ракеты (ЗУР) рассматривается как дополнение (расширение) к базовому образцу с целью получения более качественного изделия. Поэтому материально МГДУ представляет собой самостоятельную новую подсистему в составе модифицируемого объекта управления. Построение такой подсистемы вытекает из общего принципа ее работы, требований сочетаемости с существующими подсистемами и условий ее реализации [1].

Структурно модифицируемая подсистема МГДУ входит в состав системы управления ЗУР, как составная часть, и содержит в себе две составляющие: газодинамический канал в БСС и исполнительный элемент импульсную двигательную установку (ИДУ). Построение МГДУ неизбежно начинается именно с построением этих элементов. Рассмотрим, как строится газодинамический канал БСС и ИДУ.

Структурная схема БСС, сочетающей аэродинамическое управление с МГДУ, приведена на рисунке 1. Как следует из [2] комбинированная схема БСС имеет два параллельных канала, охваченных собственными обратными связями по датчику угловой скорости (ДУС)

и датчику линейных ускорений (ДЛУ). Один канал обеспечивает стабилизацию поперечного движения ЗУР при аэродинамическом способе управления, а другой канал - стабилизацию ракеты при моментном газодинамическом способе.

Особенность работы схемы заключается в том, что входная команда, поступая на вход каждого из каналов, нормируется соответствующим коэффициентом стабилизации для компенсации статической ошибки, поскольку рассматриваемая структурная схема не обладает астатизмом по отношению к постоянной входной команде.

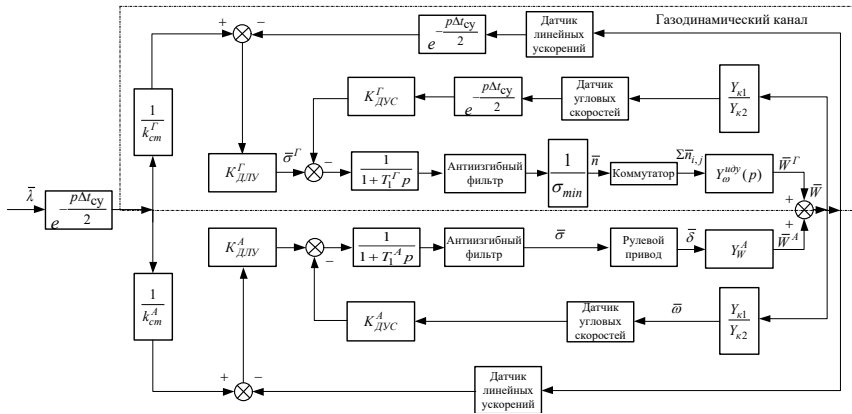


Рисунок 1 – Структурная схема БСС поперечного движения ЗУР при комбинированном управлении

Элементы канала МГДУ определяются аналогично аэродинамическому управлению для цепи обратной связи по ДУС и ДЛУ, но с динамическими коэффициентами  $a_{зиду}$  и  $a_{биду}$  выражения которых представлены в таблице 2, а для прямой цепи определяется специальным методом в соответствии с требуемой передаточной функцией и структурной схемой при реализации газодинамического управления.

Элементы прямой цепи, реализующей газодинамический моментный способ управления, определяются следующим образом [3]. Управляющий сигнал схемы моментного управления  $\sigma^G$ , сформированный на основе входной команды  $\lambda$  и сигналов обратных связей по ДУС и ДЛУ, нормируется величиной  $\sigma_{min}$  которая

соответствует среднему значению угловой скорости вращения ЗУР, создаваемой одним импульсным двигателем, т. е.

$$\sigma_{\min} = \left| a_{\text{зиду}} \right| \tau_{\text{ид}} K_{\text{дус}}^r + \dot{\omega}_a l_{\text{длу}} K_{\text{длу}}^r, \quad (1)$$

где  $a_{\text{зиду}}$  – динамический коэффициент эффективности ИДУ;  
 $\tau_{\text{ид}}$  – среднее время работы единичного импульсного двигателя;  
 $K_{\text{дус}}^r$  и  $K_{\text{длу}}^r$  – коэффициенты передачи цепей обратной связи по ДУС и ДЛУ соответственно, в канале газодинамического управления;  
 $\dot{\omega}_a$  – угловое ускорение, создаваемое аэродинамическими силами;  
 $l_{\text{длу}}$  – координата установки ДЛУ относительно центра масс.

Результаты нормирования определяют количество импульсных двигателей (ИД), требуемых включить в данный момент времени управления. В отличие от аэродинамического канала, который работает в непрерывном режиме, газодинамический канал работает в дискретном режиме, т. е. управляющий сигнал вырабатывается дискретно.

Дискретность определяется интервалом времени, который должен быть не менее возможной максимальной длительности работы единичного двигателя с учетом возможных разбросов.

Алгоритмы включения импульсных двигателей, работающие по принципу сложения векторов и отменяемого угла представлены на рисунке 2.

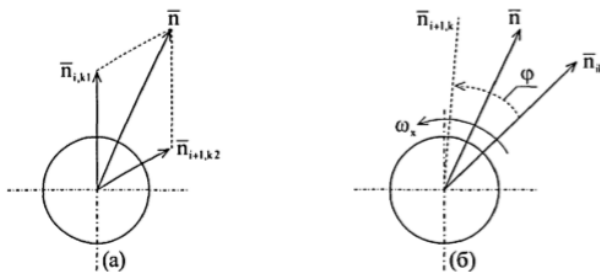


Рисунок 2 – Алгоритмы включения импульсных двигателей: а) по принципу сложения векторов тяги; б) по принципу отменяемого угла

Необходимое число импульсных двигателей для реализации способа моментного управления определяется в два этапа. На первом этапе, при выборе облика ЗУР и его управления, определяется количество двигателей, необходимых для реализации требуемого времени реакции, и демпфирования автоколебаний относительно установившегося угла атаки в течение установившегося времени, а также для ввода ЗУР в балансировочный режим.

Исходные данные для исследования и расчета параметров моделей МГДУ для перспективной ЗУР представлены в таблице 1.

**Таблица 1 – Исходные данные для математического моделирования ЗУР и исследования целевой эффективности ЗУР**

№ п/п	Наименование параметра	Размерность	Значение
1.	Производная коэффициента подъемной силы, $C_y^a$	1/град	0,32
2.	Производная коэффициента нормальной силы двух аэродинамических рулей, $C_{n\delta}$	б/р	0,06
3.	Начальная масса ЗУР, $m_0$	кг	700
4.	Диаметр цилиндрической части фюзеляжа, $D_\phi$	м	0,4
5.	Момент инерции, $I_z$	кг · м <sup>2</sup>	200
6.	Средняя скорость ЗУР, $V_{cp}$	м/с	1000
7.	Производная коэффициента демпфирования, $m_z$	рад/с	17
8.	Расстояние расположения рулей от центра масс ЗУР, $L_{ap}$	м	1,8
9.	Расстояние расположения импульсной двигательной установки от центра масс ЗУР, $L_{np}$	м	1,5
10.	Площадь миделя, $S$	м <sup>2</sup>	0,7
11.	Относительная масса летательного аппарата, $\mu$	б/р	0,4
12.	Тяга единичного импульсного двигателя, $H$		4500
13.	Среднее время работы единичного импульсного двигателя, $\tau_{нд}$	с	0,016
14.	Угловое ускорение, создаваемое аэродинамической силой, $\omega_a$	рад/с <sup>2</sup>	10
15.	Предположительная высота полета, $H$	м	19000
16.	Длина фюзеляжа, $L$	м	4,2
17.	Запас статической устойчивости, $L_d = x_d - x_m$	м	0,2
18.	Предположительный угол атаки, $\alpha T$	рад(град)	0,7 (40)
19.	Дискретность системы управления, $\Delta t$	с	0,02
20.	Время выхода на угол атаки, $\tau_x$	с	$2 \cdot \tau_{нд}$
21.	Время установившегося режима, $T_{уст}$	с	0,3
22.	Секундный расход топлива, $m_{c1}$ и $m_{c2}$	кг/с	1,7 и 2,0

Продолжение таблицы 1

23.	Масса зарядного топлива первого и второго двигателя, $m_{г1}$ и $m_{г2}$	кг	$m_{г1} = m_{с1} \tau_{ид}$ $m_{г2} = m_{с2} \tau_{ид}$
24.	Коэффициент уязвимости цели, $K_r$	б/р	2,0
25.	Масса боевой части базовой ЗУР, $m_{бч}$	кг	60
26.	Показатель условного закона поражения цели базовой ЗУР, $R_0$	м	$R_0 = K_r \sqrt{m_{бч}}$
27.	Минимально допустимая вероятность поражения цели, $P_0$	б/р	0,606
28.	Оставшееся время самонаведения после отработки начального промаха, $\tau_0$	с	1
29.	Начальный промах, $h_0$	м	70
30.	Время самонаведения, $\tau_{сн}$	с	2,0
31.	Длительность отработки промаха, $\Delta\tau$	с	$\Delta\tau = \tau_{сн} - \tau_0$
32.	Количество секторов импульсных двигателей в одном кольце, $n_{сек}$	б/р	12
33.	Количество используемых рядов в одном регулировании, $n_{ряд}$	б/р	6
34.	Кратность регулирования, $k$	б/р	2,0
35.	Относительная масса единичного двигателя, $a_{ид}$	б/р	2,2
36.	Относительная масса силовой конструкции, $a_{ск}$	б/р	0,7
37.	Плотность заполнения боевой части, $\rho_{бч}$	кг/м <sup>3</sup>	1700
38.	Удельный импульс маршевого двигателя, $I_{уд}$	л/кг	2500
39.	Относительный секундный расход топлива, $\mu_c$	1/с	0,014
40.	Удельная нагрузка, $p_0$	кг/м <sup>2</sup>	1000
41.	Коэффициент запаса статической устойчивости, $\chi$	б/р	0,8
42.	Минимальный угол атаки, $\alpha_{мин}$	б/р	4,5
43.	Расстояние установки датчика линейных ускорений, $L_{длу}$	м	1,0
44.	Плотность воздуха при $H = 0$ , $P_0$	кг/м <sup>3</sup>	1,225
45.	Температура воздуха при $H = 0$ , $T_0$	°К	288
46.	Газовая постоянная, $R$	м/град	29,27

Динамические коэффициенты для аэродинамической схемы «Утка» определяются выражениями [1], результаты которых представлены в таблице 2.

Расчет общих коэффициентов и динамических коэффициентов газодинамической схемы представлен в таблице 2.

**Таблица 2 – Динамические коэффициенты**

Коэффициенты	Выражение	Размерность	Величина
демпфирования	$a_1 = -\frac{m_z g S L^2}{I_z V_{cp}}$	1/с	-17,31
статической устойчивости	$a_2 = -\frac{C_y^{\alpha} L_n g S \cdot 57,3}{I_z}$	1/с <sup>2</sup>	-211,681
эффективности аэродинамических рулей	$a_3 = \frac{C_{n\delta} L_{ap} g S \cdot 57,3}{I_z}$	1/с <sup>2</sup>	357,212
нормальной силы, создаваемой аэродинамическим способом за счет угла атаки	$a_4 = -\frac{C_y^{\alpha} g S \cdot 57,3}{m V_{cp}}$	1/с	-0,756
нормальной силы, создаваемой отклонением аэродинамических рулей	$a_6 = -\frac{C_{n\delta} g S \cdot 57,3}{m V_{cp}}$	1/с	-0,142
эффективности импульсной двигательной установки	$a_{3\text{виду}} = \frac{P L_{cp}}{I_z}$	1/с <sup>2</sup>	33,75
нормальной силы, создаваемой импульсной двигательной установкой	$a_{6\text{виду}} = \frac{P_1}{m V_{cp}}$	1/с	0,016

Расчет параметров аэродинамической и газодинамической схемы БСС ЗУР:

$$\left\{ \begin{array}{l} K_p^a = \frac{a_3 a_4 + a_2 a_6}{a_2 + a_1 a_4}, \\ T_p = \frac{1}{\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}, \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} K_p^r = \frac{a_{3\text{виду}} a_4 + a_2 a_{6\text{виду}}}{a_2 + a_1 a_4}, \\ \xi_p = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}, \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} 2\xi_w^a T_w^a = \frac{a_1 a_6}{a_3 a_4 + a_2 a_6}, \\ 2\xi_w^r T_w^r = \frac{a_1 a_{6\text{виду}}}{a_{3\text{виду}} a_4 + a_2 a_{6\text{виду}}}, \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} T_w^a = \sqrt{\frac{a_6}{a_3 a_4 + a_2 a_6}}, \\ T_w^r = \sqrt{\frac{a_{6\text{виду}}}{a_{3\text{виду}} a_4 + a_2 a_{6\text{виду}}}}. \end{array} \right.$$

Расчет параметров аэродинамической БСС ЗУР:

$$K_{\text{длу}}^a = \frac{(T_p^{-1})^2 - a_2}{V_{cp} a_4 a_3}, \quad K_{\text{дус}}^a = \frac{2\xi_p T_p^{-1}}{a_3}, \quad K_{\text{ст}} = \frac{V_{cp} a_3 a_4 K_{\text{длу}}^a}{V_{cp} a_3 a_4 K_{\text{длу}}^a + a_2}, \quad T_{\text{ст}} = \frac{1}{\sqrt{V_{cp} a_3 a_4 K_{\text{длу}}^a + a_2}},$$

$$\xi_{\text{ст}} = \frac{a_3 K_{\text{дус}}^a T_{\text{ст}}}{2}$$

Расчет параметров газодинамической БСС ЗУР:

$$\kappa_{\text{ст}}^{\Gamma} = \frac{a_{3\text{нду}}a_4 + a_1a_{6\text{нду}}}{a_2 + a_1a_4}, T_w^{\Gamma} = \sqrt{\frac{a_{6\text{нду}}}{a_{3\text{нду}}a_4 + a_2a_{6\text{нду}}}}, S = \frac{a_1a_{6\text{нду}}}{a_{3\text{нду}}a_4 + a_2a_{6\text{нду}}}, \xi_w^{\Gamma} = \frac{S}{2T_w^{\Gamma}},$$

$$\kappa_{\text{длу}}^{\Gamma} = \frac{(T_p^{-1})^2 - a_2}{V_{\text{ср}}a_4a_{3\text{нду}}}, \kappa_{\text{дус}}^{\Gamma} = \frac{2\xi_p T_p^{-1}}{a_{3\text{нду}}}.$$

Остальные параметры в соответствии с (2).

Расчет параметров ИДУ определяется в соответствии с (1), исходные данные которых представлены в таблице 1.

Количество микроимпульсных двигателей (МИД) в одной стадии регулирования будут равны:

– на этапе вывода БЛА на нужный угол атаки  $\alpha(T)$  и  $\alpha_{\text{бал}}$

$$\begin{cases} \dot{\omega} = -\frac{P_1 \cdot (\bar{x}_M - \bar{x}_{\text{нду}}) \cdot L}{I_z}; \\ \omega_1 = \dot{\omega}_1 \cdot \tau_{\text{нд}}; \\ \alpha(T) = \frac{n1 + n2}{2} \cdot \omega_1 (T - \tau_{\text{нд}}); \end{cases}$$

где  $P_1$  – тяга единичного МИД;  $\bar{x}_M$  и  $\bar{x}_{\text{нду}}$  – относительная координата центра масс и места установки ИДУ;  $L_{\phi}$  – длина ракеты;  $I_z$  – момент инерции БЛА;  $\omega_1$  – угловая скорость создаваемая единичным МИД;  $\dot{\omega}_1$  – угловое ускорение вращения корпуса БЛА, создаваемое одним МИД;  $n1 + n2$  – число МИД в режиме вывода.

При этом число единичных двигателей для выхода на требуемый угол атаки будет равен:

$$\left\{ \begin{array}{l} n1 = E \left[ \frac{\bar{x} \cdot \alpha(T)}{\omega_1 \cdot \left( \tau_{\bar{x}} - \frac{\tau_{\text{нд}}}{2} - \frac{(\tau_{\bar{x}} - \tau_{\text{нд}})^2 \cdot (1 - n2 / n1)}{2 \cdot (T - \tau_{\text{нд}})} \right)} \right]; \\ \tau_{\text{нд}} < \tau_{\bar{x}} \leq T - \tau_{\text{нд}}; \end{array} \right.$$

где  $E$  – операция округления числа находящегося внутри скобки;

$\tau_{\bar{x}}$  – время выхода на требуемый угол атаки.

Число единичных двигателей для поддержания установившегося угла атаки для структурной схемы представленной на рисунке 1 без фильтра в прямой цепи.

– на этапе демпфирования автоколебаний

$$\left\{ \begin{array}{l} x = 2 \cdot \frac{\sigma_{\min}}{\dot{\omega}_a} \frac{1}{k_{\dot{\omega}_{yc}}^2} + \tau_{u\dot{\omega}} - 2 \cdot L_{\dot{\omega}_{ly}} \cdot \frac{k_{\dot{\omega}_{ly}}^2}{k_{\dot{\omega}_{yc}}^2}; \\ \Delta T = x \rightarrow x \geq 0; \quad \tau_{u\dot{\omega}}(n \cdot \dot{\omega}_1 - \dot{\omega}_a); \quad \tau_2 \dot{\omega}_a = 2\omega \end{array} \right. ,$$

$$\left\{ \begin{array}{l} k = E \left[ \frac{\Delta T}{\Delta t_{cy}} + 1 \right]; \quad \Delta \tau = \Delta t_{cy} \cdot k; \\ n_i = E \left[ \frac{\Delta \tau}{\tau_{u\dot{\omega}}} + \frac{\dot{\omega}_a}{\dot{\omega}_1} \right]; \quad n_3 = E \left[ \frac{T_{ycm}}{\Delta T} + 1 \right] \cdot n_i \end{array} \right. ,$$

где  $k$  – кратность регулирования;  $n_3$  – число МИД в режиме демпфирования;  $n_i$  – число МИД, включаемых в одном периоде.

На основе исходных данных и требований к моделям модификации [4] осуществляется:

1. Предварительный подбор тяги единичного ИД по методике оптимизации параметров ИДУ.
2. Определение параметров аэродинамического и газодинамического каналов БСС.
3. Определение основных геометрических, энергетических и массовых параметров ИДУ (2-9).
4. Проведение оптимизации массовых параметров боевой части и ИДУ.
5. Корректировка параметра тяги единичного ИД по результатам оптимизации параметров и масс.
6. Проверка условий существования предлагаемых моделей.
7. Окончательный выбор модели модификации.

В предлагаемой модели используется такая схема, подразумевающая работу МИД, только для вывода ЗУР на нужный угол атаки (на участках разгона и торможения ( $n_1 + n_2$ )). В оставшееся время переходного процесса демпфирование автоколебаний относительно угла атаки и его поддержания обеспечивает рулевой привод аэродинами-



ческого способа управления штатной БСС ЗУР. Такая модель дает значительный выигрыш массовых характеристик ЗУР за счет сокращения МИД, структурная схема которой представлена на рисунке 3.

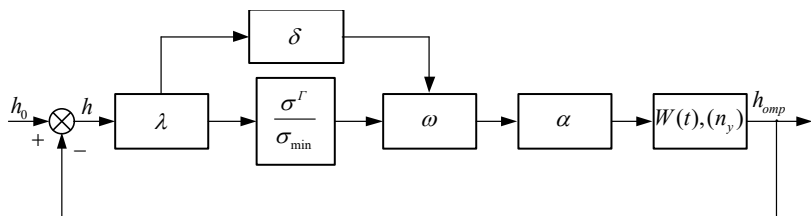


Рисунок 3 – Структурная схема моментного комбинированного способа управления БЛА для ликвидации начального промаха

По результатам оптимизации количества используемых МИД, требуемых для включения на двух этапах регулирования одной стадии регулирования, представленных на рисунке 3, по тяге единичного МИД, была определена оптимальная тяга, равная 4500 Н.

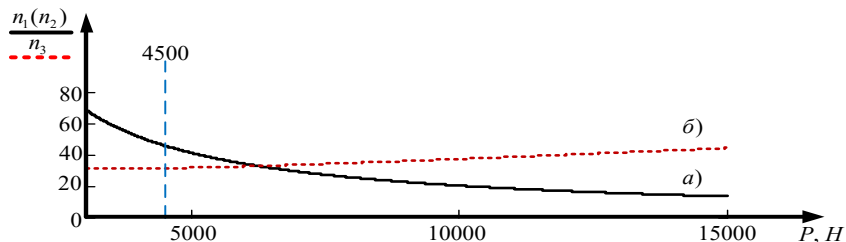


Рисунок 4 – Определение оптимальной тяги: а) на этапе вывода на требуемый угол атаки, б) на этапе демпфирования автоколебаний

Эта тяга позволяет реализовать классическую модель с условием уменьшения секундного расхода топлива единичного микродвигателя до 1,7 кг/с, что требует для классической модели гораздо большего количества МИД, чем для комбинированной модели. Поэтому для ее реализации, кроме выбранной тяги единичного двигателя, дополнительно требуется уменьшение секундного расхода топлива. Эти меры комплексно позволяют уменьшить общую реализуемую массу

модели в результате уменьшения массы единичного МИД, и следовательно, массы силовой конструкции ИДУ

Выбранное МГДУ наряду с рядами достоинств требует наличия дополнительного канала регулирования, охватываемого собственной обратной связью по ДУС и ДЛУ, в системе стабилизации. Расчетные основные параметры БСС и канала МГДУ приведены в таблице 2 и определены по формулам 2–9.

Результативность МГДУ зависит от конструктивных особенностей вариантов управления. С целью выбора лучшего предлагается рассматривать две модели МГДУ (классическую и комбинированную). При этом классическая модель предполагает использование ГДУ в течение всего времени стадий регулирования, а комбинированная модель – только в начале каждой стадии. Анализ и исследования этих моделей показывают, что классическая модель может успешно применяться в условиях ограниченного времени самонаведения, но трудно реализуется при ограничении массы. Комбинированная модель, наоборот, по массе реализуется более свободно, но требует нежесткого ограничения времени самонаведения. Это наиболее важные достоинства и недостатки предлагаемых к выбору моделей МГДУ.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петраш В. Я., Коваленко А. И. Расчет параметров и характеристик ЛА с устройствами газодинамического управления. – М.: Из-во МАИ, 2003. – 93 с.
2. Кун, А. А. Основы построения систем управления ракетами / А. А. Кун, В. Ф. Лукьянов, С. А. Шабан – М.: Изд. академии, 2016. – 232 с.
3. Проектирование зенитных управляемых ракет / И. С. Голубева [и др.]; под общ. ред. И. С. Голубева – М.: Издательство МАИ, 1999. – 728 с.
4. Лопухов, А. В. Способ повышения эффективности наведения беспилотного летательного аппарата на высокоскоростные и высокоманевренные цели / А. В. Лопухов, А. А. Бабченко // Системный анализ и прикладная информатика. – 2020. – № 1. – С. 4–10.