

Система многоуровневой импульсной коррекции

© Ю.В. Великий, А.Н. Клишин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Современная политическая ситуация, борьба с терроризмом приводят к тому, что большинство боевых действий ведется локализовано и, как правило, в густонаселенных районах. Эта тенденция стала основой для разработки новых и усовершенствования старых артиллерийских и минометных комплексов с управляемыми боеприпасами. Необходимость применения управляемых боеприпасов, в свою очередь, обусловлена высокой мобильностью современных боевых средств и повышением их защитных свойств. В связи с тем что артиллерийские и минометные боеприпасы обладают малыми габаритами их необходимо адаптировать к массовому производству, а также снизить себестоимость. Система управления комплекса должна быть простой, надежной и при этом обеспечивать высокое качество поражения цели. В данной работе рассмотрена задача поражения цели с требуемой точностью при недостатке априорной информации о ее действительном местоположении. Следует отметить, что для импульсной системы коррекции характерно фиксированное значение корректирующего усилия, что приводит к проблеме «недостаточной» или «избыточной» коррекции. Для решения этой нетривиальной задачи предложено внедрить систему многоуровневой коррекции с использованием корректирующих двигателей различной тяги.

Ключевые слова: управляемые боеприпасы, импульсная система коррекции, многоимпульсная коррекция, корректирующие двигатели.

Система управления осуществляет выбор корректирующего двигателя с требуемой тягой в зависимости от необходимого для наведения корректирующего усилия. Уровень корректирующего усилия непосредственно связан с угловым положением снаряда относительно цели.

Проиллюстрируем предлагаемый подход многоуровневой импульсной коррекции на примере гипотетического корректируемого боеприпаса (КБ) с коррекцией на конечном участке траектории [1].

Снаряд имеет фиксированный угол бросания, равный 50° , при этом значения величины корректирующего импульса варьируются. Цель считается неподвижной.

Параметры гипотетического КБ:

- начальная скорость 438 м/с;
- число корректирующих двигателей 8;
- отделение обтекателя не оказывает возмущение на боеприпас;
- сброс обтекателя происходит за 3,5 с до момента встречи боеприпаса с поверхностью;
- начало коррекции отстоит на 0,5 с от момента отделения обтекателя;

• максимальный угол пеленга 15° для включения исполнительных органов системы управления.

Для проведения исследования необходимо сформировать адекватную математическую модель пространственного движения КБ и на ее основе разработать программно-вычислительный комплекс.

Для решения поставленной задачи принимаем следующие допущения:

- кривизна и вращение Земли не учитываются;
- гравитационное поле тяготения является плоскопараллельным;
- полет КБ рассматривается в стандартной атмосфере (согласно ГОСТ 4401–87) при полном безветрии.

Уравнения поступательного движения центра масс КБ в проекциях на оси нормальной земной системы координат (СК) $OX_g Y_g Z_g$ [2]:

$$\begin{aligned} \frac{dV_{gx}}{dt} &= \frac{1}{m} R_{gx}; \\ \frac{dV_{gy}}{dt} &= \frac{1}{m} (R_{gy} + G + P_{gy}); \\ \frac{dV_{gz}}{dt} &= \frac{1}{m} (R_{gz} + P_{gz}); \\ \frac{dx}{dt} &= V_{gx}; \\ \frac{dy}{dt} &= V_{gy}; \\ \frac{dz}{dt} &= V_{gz}, \end{aligned}$$

где x, y, z — координаты КБ в нормальной земной СК; V_{gx}, V_{gy}, V_{gz} — проекции скорости КБ на оси нормальной земной СК; R_{gx}, R_{gy}, R_{gz} — проекции аэродинамических сил, действующих на КБ, на оси нормальной земной СК; G — проекция силы тяжести на оси нормальной земной СК; P_{gy}, P_{gz} — проекции силы тяги корректирующих двигателей на оси нормальной земной СК.

Аэродинамические силы и моменты в связанной СК имеют вид [3]:

$$\begin{aligned} X &= C_x q S; \\ Y &= C_y^\alpha \alpha q S; \\ Z &= C_z^\beta \beta q S; \\ M_x &= \left(m_x^{\text{BP}} + m_x^\omega \frac{\omega_x D_m}{V} \right) q S S; \end{aligned}$$

$$M_y = \left(m_y^\beta \beta + m_y^\omega \frac{\omega_y D_m}{V} \right) qSL + P_{gz} \delta_{\Pi};$$

$$M_z = \left(m_z^\alpha \alpha + m_z^\omega \frac{\omega_z D_m}{V} \right) qSL + P_{gy} \delta_{\Pi},$$

где X — продольная сила; Y — нормальная сила; Z — поперечная сила; M_x, M_y, M_z — момент крена, рыскания и тангажа соответственно; α — угол атаки; β — угол скольжения; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор; C_x — коэффициент силы лобового сопротивления; C_y^α — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; C_z^β — производная коэффициента боковой силы по углу скольжения; m_x^{BP} — коэффициент вращающего момента вокруг продольной оси; $m_x^\omega, m_y^\omega, m_z^\omega$ — производные коэффициента демпфирующего момента по безразмерной угловой скорости; m_y^β — производная коэффициента момента рыскания по углу скольжения; m_z^α — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки; δ_{Π} — смещение пояска относительно центра масс.

Уравнения вращательного движения [4]

$$\dot{\omega}_x = \frac{M_x}{I_x} - \frac{I_z - I_y}{I_x} \omega_y \omega_z;$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{M_y}{I_y} - \frac{I_x - I_z}{I_y} \omega_x \omega_z;$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{M_z}{I_z} - \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_x \omega_y,$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости относительно осей связанной СК.

Кинематические соотношения, связывающие угловые скорости и углы, приведены ниже.

Соотношения Родриго — Гамильтона [5]:

$$\dot{\rho}_{pr} = -0,5(\omega_x \lambda_{pr} + \omega_y \mu_{pr} + \omega_z \nu_{pr});$$

$$\dot{\lambda}_{pr} = 0,5(\omega_x \rho_{pr} - \omega_y \nu_{pr} + \omega_z \mu_{pr});$$

$$\dot{\mu}_{pr} = 0,5(\omega_x \nu_{pr} + \omega_y \rho_{pr} - \omega_z \lambda_{pr});$$

$$\dot{\nu}_{pr} = 0,5(-\omega_x \mu_{pr} + \omega_y \lambda_{pr} + \omega_z \rho_{pr});$$

начальные значения параметров Родриго — Гамильтона:

$$\rho_{pr} = \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) - \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right);$$

$$\lambda_{pr} = \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) + \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right);$$

$$\mu_{pr} = \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) + \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right);$$

$$\nu_{pr} = \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) - \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right)\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right),$$

определение углов тангажа, рыскания и крена:

$$\vartheta = \arcsin\left(2(\rho_{pr}\nu_{pr} + \lambda_{pr}\mu_{pr})\right);$$

$$\psi = \arctg\left(\frac{2(\rho_{pr}\mu_{pr} - \lambda_{pr}\nu_{pr})}{\rho_{pr}^2 + \lambda_{pr}^2 - \mu_{pr}^2 - \nu_{pr}^2}\right);$$

$$\gamma = \arctg\left(\frac{2(\rho_{pr}\lambda_{pr} - \nu_{pr}\mu_{pr})}{\rho_{pr}^2 + \mu_{pr}^2 - \nu_{pr}^2 - \lambda_{pr}^2}\right),$$

где ϑ — угол тангажа; ψ — угол рыскания; γ — угол крена;

матрица перехода из связанной в нормальную СК:

$$A_{\text{св.} \rightarrow \text{н.з.}} =$$

$$= \begin{bmatrix} \rho_{pr}^2 + \lambda_{pr}^2 - \mu_{pr}^2 - \nu_{pr}^2 & 2(-\rho_{pr}\nu_{pr} + \lambda_{pr}\mu_{pr}) & 2(\rho_{pr}\mu_{pr} + \lambda_{pr}\nu_{pr}) \\ 2(\lambda_{pr}\mu_{pr} + \rho_{pr}\nu_{pr}) & \rho_{pr}^2 + \mu_{pr}^2 - \nu_{pr}^2 - \lambda_{pr}^2 & 2*(-\rho_{pr}\lambda_{pr} + \mu_{pr}\nu_{pr}) \\ 2(-\rho_{pr}\mu_{pr} + \lambda_{pr}\nu_{pr}) & 2*(\mu_{pr}*\nu_{pr} + \rho_{pr}*\lambda_{pr}) & \rho_{pr}^2 + \nu_{pr}^2 - \mu_{pr}^2 - \lambda_{pr}^2 \end{bmatrix};$$

скорости в связанной СК:

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = A_{\text{св.} \rightarrow \text{н.з.}}^T \begin{bmatrix} V_{gx} \\ V_{gy} \\ V_{gz} \end{bmatrix},$$

где V_x, V_y, V_z — проекции скорости на оси связанной СК;

определение углов атаки и скольжения:

$$\alpha = -\arctg\left(\frac{V_y}{V_x}\right);$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{V_z}{V}\right),$$

где α — угол атаки; β — угол скольжения;

определение угла наклона траектории и путевого угла:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{V_{yg}}{V}\right),$$

$$\Psi = \arctg\left(-\frac{V_{gz}}{V_{gx}}\right),$$

где θ — угол наклона траектории; Ψ — путевой угол.

Бортовой координатор цели (БКЦ) жестко связан с корпусом КБ. Чувствительный элемент БКЦ отслеживает отраженный от цели сигнал (принимаемый в виде «пятна»), подсвечиваемый внешним источником. Границы видимости БКЦ определяют максимальным и минимальным углом пеленга. «Пятно» на одном из секторов чувствительного элемента БКЦ будет указывать направление коррекции [6].

На основе приведенной модели с использованием языка Fortran разработан вычислительный комплекс. Для численного интегрирования дифференциальных уравнений был выбран метод Рунге — Кутты 4-го порядка [7].

Номинальную траекторию движения рассчитываем без осуществления сброса головного обтекателя и проводим коррекцию (рис. 1 и 2). Данная траектория определяет номинальную точку падения снаряда, относительно которой изменится положение цели [8]. Для поражения цели будет использована коррекция. Качество поражения характеризуется попаданием снаряда в квадрат 5×5 м, центром которого является фактическое положение цели.

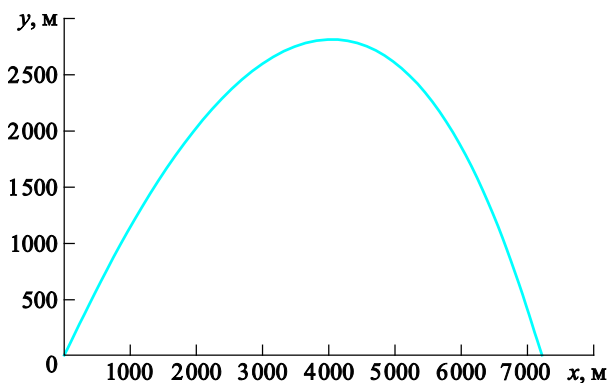


Рис. 1. Номинальная траектория КБ в плоскости xOy

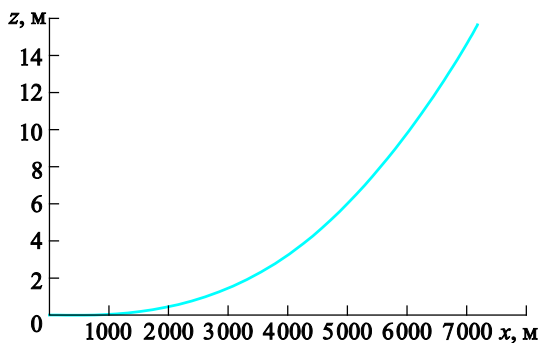


Рис. 2. Номинальная траектория КБ в плоскости xOz

Время полета по номинальной траектории составило 47,5 с. Координаты точки падения $x = 7200$ м, $z = 15,6$ м. Боковой уход обусловлен наличием косо поставленного оперения, обеспечивающего вращение снаряда вокруг продольной оси.

Многоимпульсная коррекция реализована в рассматриваемом примере с помощью двух типов двигателей: большой (5000 Н — синяя линия) и малой (2500 Н — красная линия) тяги. Зависимости изменения координат снаряда на горизонтальной плоскости при поражении цели с координатами $x_{ц} = 7205$ м, $z_{ц} = 8$ м при наведении с использованием только одного типа корректирующих двигателей приведены на рис. 3 и 4. Данные о полученных промахах представлены в табл. 1.

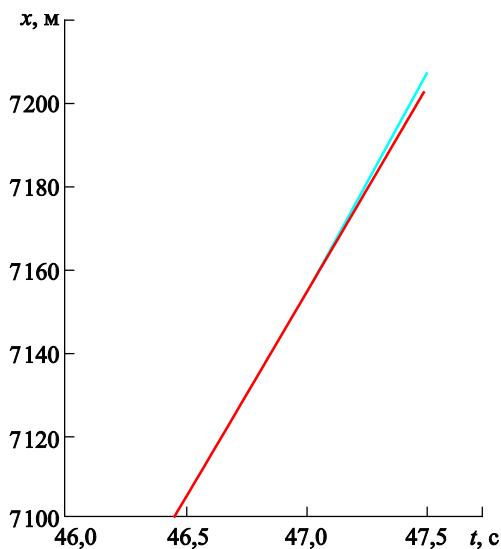


Рис. 3. Зависимость координаты x от времени на конечном участке траектории:
красная линия — 2500 Н; синяя линия — 5000 Н

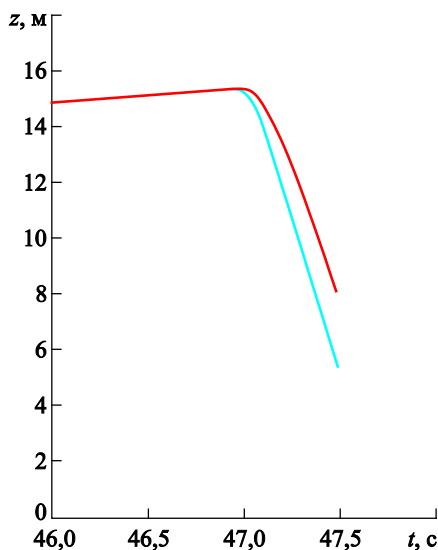


Рис. 4. Зависимость координаты z от времени на конечном участке траектории: красная линия — 2500 Н; синяя линия — 5000 Н

Таблица 1

Значения составляющих промаха по цели для двигателей большой и малой тяги

Значение тяги, Н	Положение цели, м		Координаты точки падения КБ, м		Отклонения точки падения от цели, м		Промач, м
	$x_{ц}$	$z_{ц}$	x	z	Δx	Δz	
5000	7205,000	8,000	7206,520	5,515	1,520	-2,485	2,913
2500	7205,000	8,000	7202,950	8,141	-2,050	0,141	2,055

Анализ приведенных на графиках (см. рис. 3, 4) и в табл. 1 данных свидетельствует о существенном «перелете» по боку в случае коррекции с помощью двигателей большой тяги. При использовании двигателей малой тяги получаем точное попадание по оси Oz и «недолет» по оси Ox .

Ввиду вращения снаряда вокруг продольной оси провести коррекцию только в одной плоскости невозможно, так как направление импульса постоянно меняется во времени [9, 10]. Согласно данным на графиках (рис. 5, 6), в случае использования двигателей малой тяги почти все коррекции направлены на уменьшение рассогласования с целью расположенной по боку. В результате возникают ошибки по дальности. В другом же случае большое значение импульса оказывает существенное влияние на коррекцию сразу в двух плоскостях. Также следует отметить, что после предпоследнего импульса (5000 Н) наблюдается большая боковая скорость снаряда и на момент последней коррекции — «перелет» в боковой плоскости. Последний импульс

направлен на уменьшение боковой скорости. Таким образом, коррекции с двигателями малой тяги избавлены от недостатка коррекций с использованием двигателей с большой тягой, заключающейся в «излишней коррекции», но им не хватает энергии для коррекции по дальности.

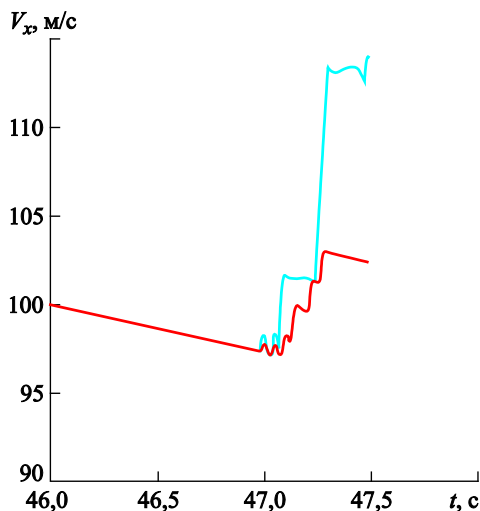


Рис. 5. Зависимость проекции V_x на конечном участке траектории:
красная линия — 2500 Н; синяя линия — 5000 Н

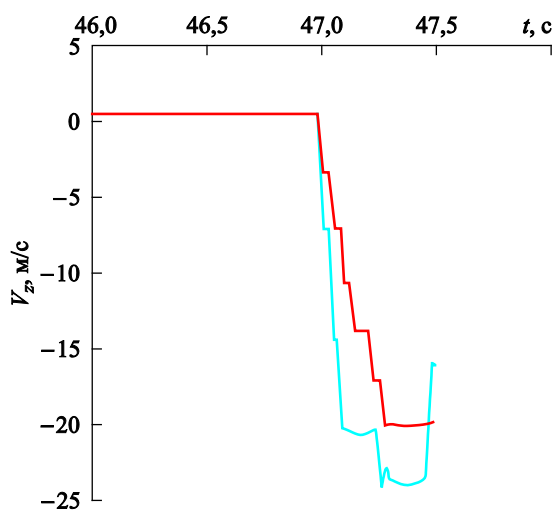


Рис. 6. Зависимость проекции V_z на конечном участке траектории:
красная линия — 2500 Н; синяя линия — 5000 Н

Для оценки эффективности коррекций двигателей с большой и малой тягой (табл. 2, 3) следует определить область возможных положений цели, которая строится относительно точки падения снаряда, соответствующей номинальной траектории.

Таблица 2

Коррекция с использованием двигателей большой тяги

Номер двигателя	Фаза	T, c	x, m	y, m	z, m	$V_x, m/c$	$V_y, m/c$	$V_z, m/c$
7	Начало	46,981	7152,580	97,959	15,366	97,367	-195,135	0,523
	Конец	47,011	7155,520	91,109	15,268	97,220	-195,317	-7,032
5	Начало	47,030	7157,360	87,398	15,135	97,177	-195,402	-6,958
	Конец	47,060	7160,300	81,549	14,815	97,665	-194,967	-14,468
3	Начало	47,063	7160,590	80,964	14,772	97,656	-194,981	-14,461
	Конец	47,093	7163,600	75,156	14,261	101,643	-192,556	-20,322
4	Начало	47,235	7178,020	47,773	11,347	101,367	-193,108	-20,428
	Конец	47,265	7181,150	42,028	10,693	106,872	-190,101	-24,160
2	Начало	47,267	7181,360	41,648	10,645	106,854	-190,117	-24,148
	Конец	47,297	7184,670	35,991	9,946	113,317	-186,846	-23,626
1	Начало	47,454	7202,450	6,627	6,203	113,067	-187,348	-23,578
	Конец	47,484	7205,840	0,992	5,612	113,974	-187,745	-16,058

Таблица 3

Коррекция с использованием двигателей малой тяги

№ двигателя	Фаза	T, c	x, m	y, m	z, m	$V_x, m/c$	$V_y, m/c$	$V_z, m/c$
7	Начало	46,981	7152,580	96,959	15,366	97,367	-195,135	0,523
	Конец	47,011	7155,510	91,106	15,325	97,256	-195,297	-3,254
5	Начало	47,032	7157,550	87,004	15,257	97,205	-195,392	-3,215
	Конец	47,062	7160,470	81,145	15,104	97,244	-195,400	-6,992
3	Начало	47,076	7161,830	78,409	15,006	97,206	-195,465	-6,987
	Конец	47,106	7164,770	72,557	14,745	98,059	-194,955	-10,641
1	Начало	47,118	7166,950	70,217	14,617	98,019	-195,014	-10,651
	Конец	47,148	7168,220	64,384	14,255	99,815	-193,994	-13,768
6	Начало	47,200	7174,100	54,291	13,539	99,694	-194,221	-13,784
	Конец	47,230	7177,120	48,482	13,081	101,265	-193,245	-17,027
4	Начало	47,250	7179,140	44,616	12,741	101,218	-193,336	-16,981
	Конец	47,280	7182,210	38,835	12,191	102,955	-192,262	-20,028

Как можно заметить (рис. 7, 8), при коррекции с помощью двигателей разной тяги появляются неперекрывающиеся области возможных целей. Системы с двигателями малой тяги лучше поражают цели, имеющие боковое отклонение относительно номинальной точки.

Также заметно, что для целей, имеющих существенные отклонения по дальности, лучше подходит коррекция с использованием двигателей с большой тягой. Для прямоугольной области 115×50 м вероятность поражения цели при коррекции с помощью двигателей с большой и малой тягой примерно одинакова и равна 26,5 % и 25,3 % соответственно.

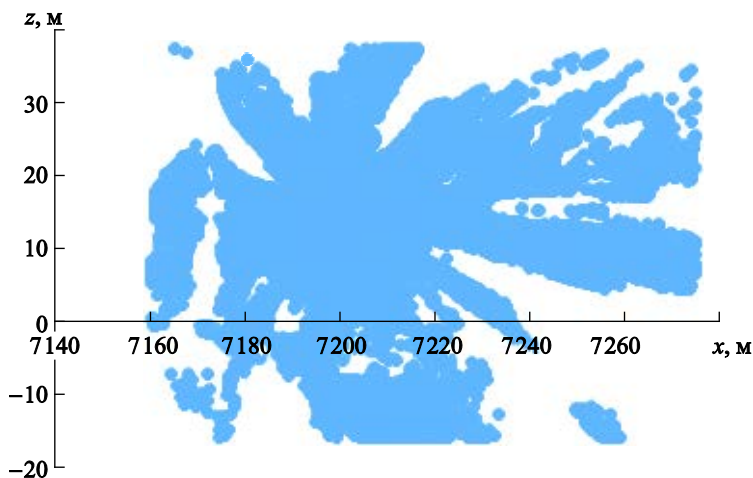


Рис. 7. Область возможных положений цели при системе коррекции с двигателями большой тяги

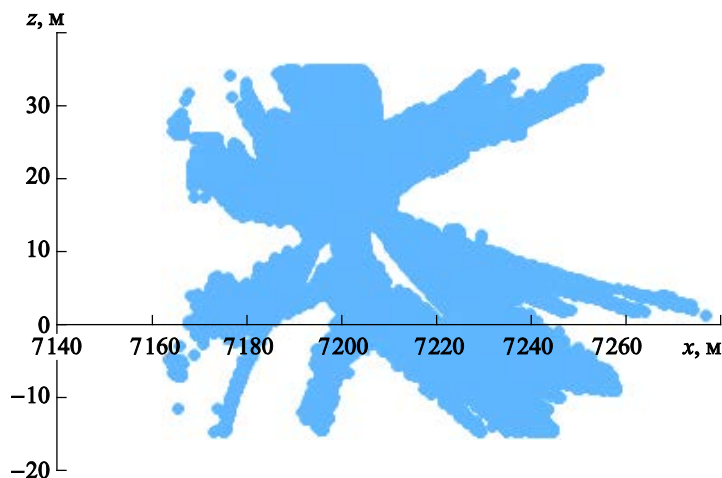


Рис. 8. Область возможных положений цели при системе коррекции с двигателями малой тяги

Рассмотрим систему многоимпульсной коррекции с разными двигателями, где двигатели с четным номером обладают малой тягой, а нечетные — большой. Для определения относительной дальности

до цели чувствительный элемент БКЦ разделен на две области: с малым и большим радиусом. Для двигателей малой тяги чувствительные сектора расположены ближе к центру, что соответствует малой относительной дальности до цели. А для двигателей большой тяги соответственно дальше от центра. В этом случае получаем систему, которая в зависимости от дальности до цели будет автоматически выбирать корректирующий двигатель с малой или большой тягой.

Результат для системы с многоимпульсной коррекцией схож с результатами коррекции с использованием двигателей малой тяги (рис. 9) и имеет большую плотность поражаемых целей. Вероятность поражения цели, находящейся в прямоугольной области 115×50 м, составляет 46,4 %. Многоимпульсная коррекция привела к увеличению точности, но при этом появились зоны, в которых имеется существенный промах по цели.

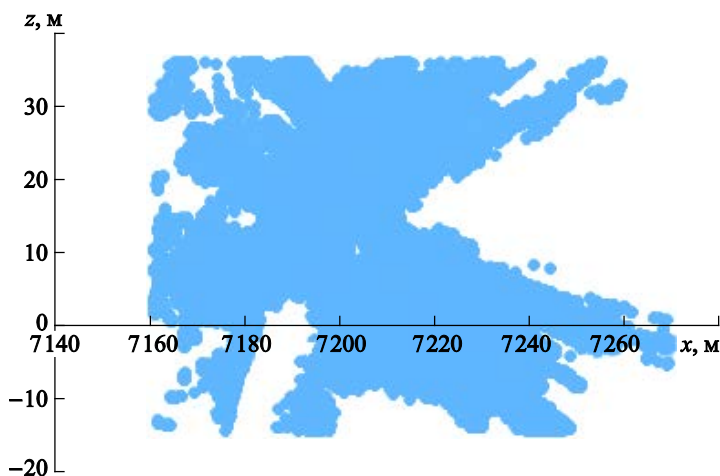


Рис. 9. Область возможных положений цели для системы с многоимпульсной коррекцией

Правильно построенная система многоимпульсной коррекции с двигателями разной тяги может существенно снизить недостатки систем с корректирующими двигателями только одной мощности и, как следствие, существенно повысить точность системы наведения КБ. Для повышения точности работы многоимпульсных систем необходимо ввести понятие относительного коэффициента системы, соответствующего отношению значений тяг двигателей, в ней используемых. Дальность до цели, временной интервал коррекции, углы пеленга и зона нечувствительности будут функционально связаны с этим коэффициентом, варьирование которым позволит выявить требуемую мощность корректирующих двигателей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Казаковцев В.П., Жилейкин В.Д. *Обработка стрельб*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.
- [2] Беневольский С.В., Бурлов В.В., Казаковцев В.П. *Баллистика*. Лысенко Л.Н., ред. Пенза, ПАИИ, 2005.
- [3] Платунова А.В., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Основы адаптивного управления высокоточными летательными аппаратами. *Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 333–334.
- [4] Лысенко Л.Н. *Наведение и навигация баллистических ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 672 с.
- [5] Лебедев А.А., Карабанов В.А. *Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами*. Москва, Машиностроение, 1965.
- [6] Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Иванов Н.М. и др. *Баллистика и навигация ракет*. Москва, Машиностроение, 1985.
- [7] Волков Е.А. *Численные методы*. 5-е изд. Санкт-Петербург, Лань, 2008.
- [8] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика летательных аппаратов*. Москва, Наука, 1982.
- [9] Швыркина О.С. Исследование движения корректируемого боеприпаса при воздействии переменной ветровой нагрузки. *Молодежный научно-технический вестник*, 2015, № 4, с. 3.
- [10] Илюхин С.Н. Метод импульса силы для оценки энергетике управления полетом. *Молодежный научно-технический вестник*, 2013, № 8, с. 3.

Статья поступила в редакцию 29.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Великий Ю.В., Клишин А.Н. Система многоуровневой импульсной коррекции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 3.
URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1470.html>
DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1470

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL 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, 26–29 января 2016 г.

Великий Юрий Валерьевич — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор публикации в области баллистики и управления движением летательных аппаратов. Область научных интересов: развитие систем управления малогабаритных летательных аппаратов. e-mail: velikiyuv@yandex.ru

Клишин Алексей Николаевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 150 научных и научно-популярных работ в области баллистики, динамики полета, управления движением летательных аппаратов и истории оружия. Область профессиональных интересов: развитие ракетных систем вооружения, история развития стрелкового и холодного оружия.

A system of multi-level impulse correction

© Yu.V. Velikiy, A.N. Klishin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Current political situation and counter-terrorist measures lead to the majority of warfare being carried out locally, and, as a rule, in densely populated areas. This trend formed the grounds for developing new artillery and mortar systems and updating older ones with guided munitions. The necessity of employing guided munitions, in its turn, is due to high mobility of contemporary weapon systems and improvements in their protection. Given that artillery and mortar munitions are small in size and have to be well-suited for mass production, be simple in design and boast low production costs, their guidance system should be cheap, simple, reliable and at the same time able to ensure high efficiency of target defeat. The article deals with the problem of defeating a target with a given accuracy in the case of insufficient prior information on its actual position. It must be noted that an impulse correction system features a fixed value of the correction push, which leads to the issues of “under-“ or “over-correction”. We suggest introducing a multi-level correction system to solve this non-trivial problem, employing correction engines of varied thrust.

Keywords: *guided munition, impulse correction system, multi-impulse correction, correction engines.*

REFERENCES

- [1] Kazakovtsev V.P., Zhileykin V.D. *Obrabotka strelb: Metodicheskie ukazaniya k laboratornym rabotam* [Processing shooting data: laboratory work guidelines]. Moscow, BMSTU Publ., 2009
- [2] Benevol'skiy S.B., Burlov V.V., Kazakovtsev V.P. *Ballistika: Uchebnik dlya kursantov i slushateley GRAU* [Ballistics: a textbook for students and cadets of the Main Missile and Artillery Directorate]. Lysenko L.H., ed. Penza, Penza Artillery Engineering Institute Publ., 2005.
- [3] Platonova A.V., Klishin A.N., Ilyukhin S.N. *Osnovy adaptivnogo upravleniya vysokotochnymi letatelnyimi apparatami* [Basic aspects of adaptive control of precision-guided airborne devices]. *Materialy XXXIX akademicheskikh chteniy po kosmonavtike* [Proc. of the 39th Academic Lectures on Cosmonautics]. Moscow, BMSTU Publ., 2015, pp. 333–334.
- [4] Lysenko L.N. *Navedenie i navigatsiya ballisticheskikh raket* [Guidance and navigation for ballistic missiles]. Moscow, BMSTU Publ., 2007, 672 p.
- [5] Lebedev A.A., Karabanov V.A. *Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatelnyimi apparatami* [Guidance system dynamics for unmanned aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965.
- [6] Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N., Ivanov N.M. et al. *Ballistika i navigatsiya raket* [Ballistics and navigation for rockets]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985.
- [7] Volkov E.A. *Chislennyye metody: ucheb.posobie* [Numerical techniques: a workbook]. 5th edition. Saint Petersburg, Lan Publ., 2008.
- [8] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics]. Moscow, Nauka Publ., 1982.

- [9] Shvyrkina O.S. *Molodezhnyy nauchno-tehnicheskiy vestnik MGTU im. N.E. Baumana – Youth Science and Technology Herald of the Bauman MSTU*, 2015, no. 4, p. 3.
- [10] Ilyukhin S.N. *Molodezhnyy nauchno-tehnicheskiy vestnik MGTU im. N.E. Baumana – Youth Science and Technology Herald of the Bauman MSTU*, 2013, no. 8, p. 3.

Velikiy Yu.V., student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of a scientific publication in the field of ballistics and aircraft motion guidance. Specialises in developing guidance systems for small-sized aircraft. e-mail: velikiyuv@yandex.ru

Klishin A.N., Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 150 scientific and popular science publications in the fields of ballistics, flight dynamics, aircraft motion guidance and armament history. Specialises in developing missile systems and history of small arms and side arms.