

16. Анико О.Б., Борисюк М.Д., Бусяк Ю.М. Концептуальное проектирование объектов бронетанковой техники: монография / О.Б. Анико, М.Д. Борисюк, Ю.М. Бусяк. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2008. – 196 с.

17. К вопросу о методологии математического моделирования операций / М.В. Сергеев, Х.И. Лейбович, Р.М. Юсупов, В.П. Сорокин // Военная мысль. – 1988. – №12. – С. 47-52.

18. Михайлов Ю.Б. Проблемы военно-научных исследований по обоснованию систем вооружения Сухопутных войск России / Ю.Б. Михайлов // Военная мысль, 1993. – № 5. – С. 51-57.

19. Платонов В.Ф. Полноприводные автомобили / В.Ф. Платонов. – М.: Машиностроение, 1989. – 312 с.

20. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и ее применение к принятию приближенных решений / Л. Заде; [пер. с англ. Н.И. Ринго]. – М.: Мир, 1976. – 165 с.

21. Купріненко О.М. Обґрунтування тактико-технічних вимог до перспективних зразків озброєння та військової техніки з використанням нечітких множин / О.М. Купріненко, В.А. Голуб // Військово-технічний збірник. – 2009. – № 1. – С. 43-46.

Рецензент: кандидат технических наук, старший научный сотрудник Н.В. Чорний, Академия сухопутных войск, Львов.

Обґрунтування методів моделювання процесів функціонування перспективного озброєння

Купріненко О.М.

Показано, що точний кількісний аналіз процесів функціонування перспективного озброєння в реальних задачах не має практичного значення. Обґрунтовано доцільність застосування для моделювання цих процесів методів нечіткої логіки.

Ключові слова: моделювання, процеси функціонування перспективного озброєння, нечітка логіка.

Justification for methods of modeling the processes of future weapons systems' functioning

A.N. Kuprinenko

It has been shown that accurate quantification of future weapons systems' functioning processes in real world has no practical value. Viability of fuzzy logic methods employment when modeling such processes has been justified.

Key words: modeling, future weapons systems' functioning processes, fuzzy logic.

УДК 623.764

А.И. Лобачев, А.В. Аксененко, В.А. Андронов, В.М. Радченко

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»

К ВОПРОСУ О МАНЕВРИРОВАНИИ РАКЕТЫ ДЛЯ СКРЫТИЯ ИСТИННОЙ ТОЧКИ СТАРТА

Для схем и параметров послестартового маневра ОТР, маскирующего точку старта, актуальными являются исходные данные и граничные условия, необходимые для формирования оптимального управления. Специалистами ГП "КБ "Южное" определены высоты радиовидимости в зависимости от совокупности параметров местности, РЛС противника и расстояния от неё до точки старта. Высота радиовидимости является граничным условием при выборе продолжительности маневра. Для вероятных средств нанесения удара по пусковой установке стартующей ОТР предложен подход к определению параметров зоны поражения, необходимых для задания глубины маневра. В результате анализа предварительных характеристик разведывательных, информационных и ударных средств, которые могут использоваться противником, проведена оценка баланса времени процесса осуществления ответного удара с целью поражения пусковой установки, из которой стартовала ОТР, и сформированы рекомендации по допустимому времени нахождения пусковой установки в точке старта с учетом величин расстояний между стартующей ОТР и ударным комплексом противника.

Ключевые слова: оперативно-тактическая ракета, послестартовый маскирующий маневр, высота радиовидимости, высота радиогоризонта, диаграмма направленности антенны, радиолокационная станция, зона поражения, контрбатареинная борьба, ответный удар, время осуществления удара, пусковая установка.

Постановка проблемы

Контрбатареинная борьба (КББ) развивается со времен Первой и Второй мировых войн, и по сей день остается актуальной. Основной вопрос КББ – определение координат стреляющего орудия и формирование исходных данных (установок) для ответного удара. Представляет интерес оценка полковника запаса Виктора Ивановича Мураховского"... вооруженные силы РФ в ходе КББ не смогли подавить артиллерию Грузии по следующим причинам:

1. В сухопутных войсках РФ есть РЛС ККБ – комплексы АРК (уже устаревшие) для засечки позиций стреляющей артиллерии. Но в горной местности они работают неважно, а также требуют очень высокой квалификации артиллеристов, а комплекс Зоопарк (Украинская разработка) в нашей армии – большая редкость.

2. Грузины перешли к тактике: стреляет одно орудие, и, выпустив несколько снарядов, тут же меняет позицию, одиночная РСЗО также даёт один залп и сматывается. В таких условиях засечь их практически невозможно".[1]

В современных армиях КББ уделяют большое внимание и, в первую очередь, её ключевому фактору – применению РЛС для определения местоположения огневых точек противника идентификации и сопровождения снарядов.

В США для КББ с 2007 г. приступили к дальнейшей модернизации РЛС КББ. На замену РЛС TRQ-36 средней дальности и TRQ-37 большой дальности фирмой Lockheed-Martin разработана новая мобильная, на базе среднетruckового автомобиля MTV, РЛС EQ-36 с фазированной антенной решеткой, – дальность обнаружения выстрела пушки – 34 км и пуска ракеты на дальности 50 км. РЛС EQ-36 в сложных условиях должна засечь координаты позиции артиллерии в секторе наблюдения 90°. Первый образец испытан в 2009 г., а в 2010 г. 6 РЛС закуплены сухопутными войсками и введены в состав 4-й боевой ударной бригадной группы 1-й бронекавалерийской дивизии сухопутных войск США в Ираке. Личный состав прошел 8-месячное обучение. Общая стоимость контракта 1,6 млрд. долларов [4].

В Индии для КББ разработана национальная РЛС WLR, разработчик Бхарат электроник лтд., изготовлено 28 шт.

В Швеции для КББ концерн СААБ разработал мобильную, на базе двухсекционной БМП "Хагглюндс", РЛС Arthur с пассивной фазированной антенной решеткой. С сектором наблюдения 120°, с дальностью обнаружения выстрела пушки – 31 км и пуска РСЗО на дальности 50-60 км. Точность определения координат – 25 м. Эти РЛС продаются во многие страны в т.ч. в Южную Корею (стоимость контракта – 450 млн. шв. крон), где они участвовали 20 ноября 2010 г. в КББ с Северной Кореей,

применившей САУ "Коксан" калибром 170 мм и дальностью выстрела 40 и 60 км (в зависимости от массы снаряда) [5].

В СССР был разработан комплекс КББ, включающий в свой состав комплекс разведки и управления огнем "ЗООПАРК-1" (1Л219М, разработанный и испытанный в 1987-2002 гг.), предназначенный для завязки траектории снаряда, определения координат огневых позиций противника по выстрелу орудия или пуску ракеты, обеспечения целеуказаний и наведения управляемых артиллерийских снарядов, например, после выстрела из САУ 2С5 "Гиацинт-С" (калибр 152 мм), обеспечивающих поражение обнаруженных огневых средств противника. Комплекс "ЗООПАРК-1" обнаруживает цели на расстояниях до 40 км, а САУ "Гиацинт-С" поражает цели на дальности до 33 км.

Контрбатареинная борьба на уровне ОТР

Прогресс в развитии средств борьбы дает возможность прогнозировать боевые действия на уровне тактических (ТР) и оперативно-тактические ракет (ОТР) на дальностях от 50-60 км до 300 км. Можно ожидать, что средства ведения этой борьбы будут совершенствоваться. РЛС КББ увеличат дальность обнаружения ОТР сверх 60 км за счет повышения мощности, быстроты и качества обработки информации, применения вышек и других средств. Повышается быстрота и скрытность передачи информации от РЛС на командный пункт (КП) и в ударный комплекс (УК). Очевидно, что боевые позиции стартующих ОТР целесообразно располагать за пределами дальности стрельбы ствольной артиллерии (на расстоянии 50 км и более от линии фронта). Тогда можно ожидать ответного удара в виде пусков ТР и ОТР. При этом возможна ситуация, когда РИК противника обнаружит пуск первой ОТР и передаст исходные данные на ответный пуск в УК. Запущенная в ответном ударе ОТР или ТР противника поразит точку старта, в которой может находиться пусковая установка (ПУ) ОТР со второй ракетой, либо без ракет в процессе передислокации с места старта.

Для того чтобы повысить безопасность ПУ, осуществить старт второй ОТР или получить дополнительное время для подготовки к передислокации ПУ, применяют послестартовый маскирующий маневр (ПСМ).

Это эффективный способ противодействия огневому удару противника (наряду с упреждающим поражением элементов его ударного комплекса другими средствами, например ударами авиации и т.п.) предназначен для скрытия истинных координат фактической точки старта. Неопределенность знания противником координат точки старта обеспечит высокую вероятность выживания пусковой установки, из которой стартовала хотя бы одна ракета.

О необходимости и эффективности ПСМ говорит факт включения его в схему полета, например ОТР США "АТАСМС" и ОТР России "Искандер" [3]. ПСМ ОТР "АТАСМС" осуществляется из точки 1, находящейся в первичной плоскости стрельбы 2 (см. рис. 1) и расположенной на некотором расстоянии от расчетной плоскости стрельбы.

Первичная плоскость 2 расположена под углом γ к плоскости стрельбы. После набора определенной скорости в первичной плоскости ракета совершает маскирующий маневр в плоскости рыскания – выбирает угловое рассогласование между первичной плоскостью и плоскостью стрельбы. После окончания поворота ракета входит в расчетную плоскость стрельбы. Этот маневр завершается к моменту входа ракеты в луч (максимум) нижнего лепестка 3 диаграммы направленности (ДНА) радиолокатора противника и продолжает обычный полет в плоскости стрельбы к цели 4. Данная схема маневра требует значительных затрат энергии ракеты и при ограниченном её стартовом весе выполняется только на дальностях стрельбы меньших максимальной [6].

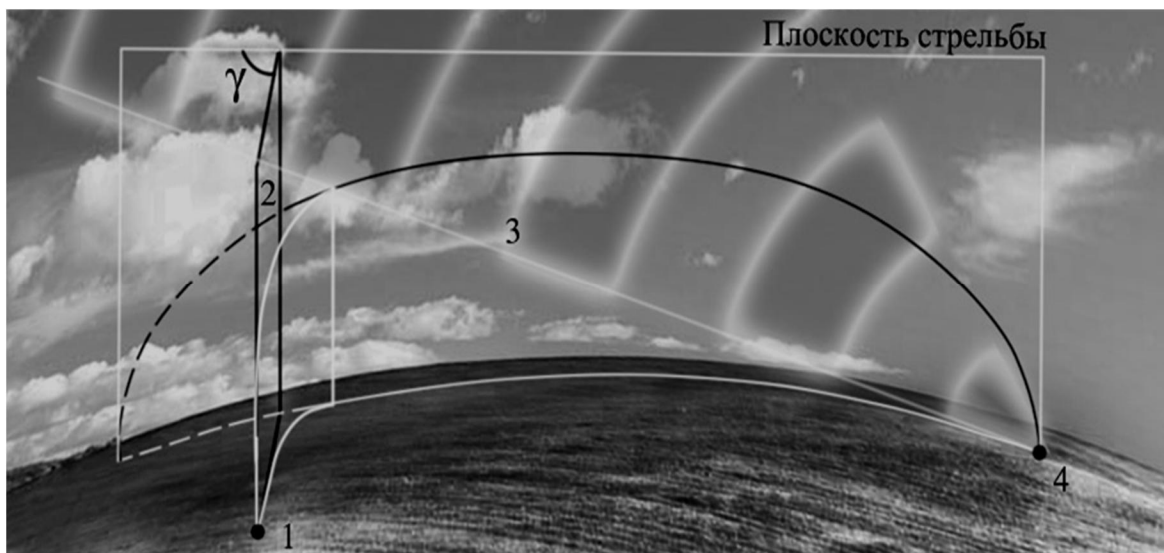


Рис. 1. Послестартовый маневр ОТР "АТАСМС"

- космические и авиационные, в т.ч. беспилотные летательные аппараты;
- наземные загоризонтные РЛС;
- наземные РЛС, расположенные со значительным превышением над средней земной поверхностью на возвышенностях (на холмах, горах и других формах рельефа).

Рассмотрим пуск гипотетической ракеты (см. рис. 2) из точки старта 1 по базовой номинальной траектории 2 в цель 3. Неопределенность в прогнозе противником истинных координат точки старта 1 можно обеспечить за счет смещения ракеты в случайном направлении на требуемую величину относительно базовой номинальной траектории 2 до момента

ОТР комплекса 9М723К1 – "Искандер", в соответствии с рекламной информацией, ведет интенсивное маневрирование на начальном, среднем и конечном участках полёта [3,7]. Характер маневра неизвестен.

Основные граничные условия

Возможны другие схемы послестартового маневрирования, позволяющие уменьшить энергетические затраты ракеты. Сформулируем для таких схем ПСМ основные граничные условия, обеспечивающие минимальные энергетические затраты.

Осуществление невидимого для противника послестартового маскирующего маневра при контрбатарейной борьбе на уровне ТР и ОТР возможно вследствие того, что поверхность Земли за счет ее кривизны на некоторое время затеняет стартующую ракету от средств наблюдения РИК. При этом считается, что в его составе в данном районе боевых действий отсутствуют следующие средства наблюдения:

выхода ракеты на высоту радиогоризонта $h_{рг}$. Под высотой радиогоризонта понимается минимальная высота радиовидимости, на которой стартующая ракета входит в луч нижнего лепестка ДНА радиолокатора КББ противника. То есть в точке пересечения 4 траектории с надгоризонтным лучом 5 наземная РЛС противника 6 с антенной, расположенной на высоте 7, обнаруживает стартовавшую ракету.

Сформулируем ключевое граничное условие – **послестартовый маскирующий маневр должен заканчиваться на высоте не больше, чем высота обнаружения ракеты** или высота радиогоризонта $h_{рг}$.

После обнаружения на высоте радиогоризонта $h_{рг}$ наземной войсковой радиолокационной станцией

КББ противника стартовавшей ракеты в течение определенного времени проводятся измерения. Целью этих измерений является расчет видимой траектории движения 8, по которой движется ракета, с точностью, достаточной для осуществления экстраполяции и обратной пролонгации невидимого участка 9 этой траектории. Невидимый участок начинается от точки появления ракеты на высоте радиовидимости 4 и заканчивается в прогнозируемой противником точке старта ракеты 10.

Задачей послестартового маневра, который не виден противнику, является обеспечение в горизонтальной плоскости на высоте радиогоризонта случайного смещения ракеты S_i . Это смещение будет соответствовать величине ошибки в определении координат противником стартовой позиции. В свою очередь, указанная ошибка обуславливает последующую

ошибку в выдаче целеуказаний ударному комплексу противника 11 и гарантированному промаху ракеты противника в ответном ударе (расстояние от истинной точки старта 1 до ошибочной точки старта 10).

Сформулируем требования к случайному смещению ракеты S_i (см. рис. 3 – начальный участок полета в более крупном масштабе):

– величина случайного смещения S_i определяется на высоте радиогоризонта h_{rg} как горизонтальное расстояние между точками базовой траектории 2 и траектории с маневром 8;

– направление смещения должно быть переменным для каждого из последующих пусков разных ракет, а для всей совокупности стартующих ракет угловое отклонение вектора смещения от плоскости стрельбы должно быть случайным и находиться в диапазоне углов от -180° до $+180^\circ$.

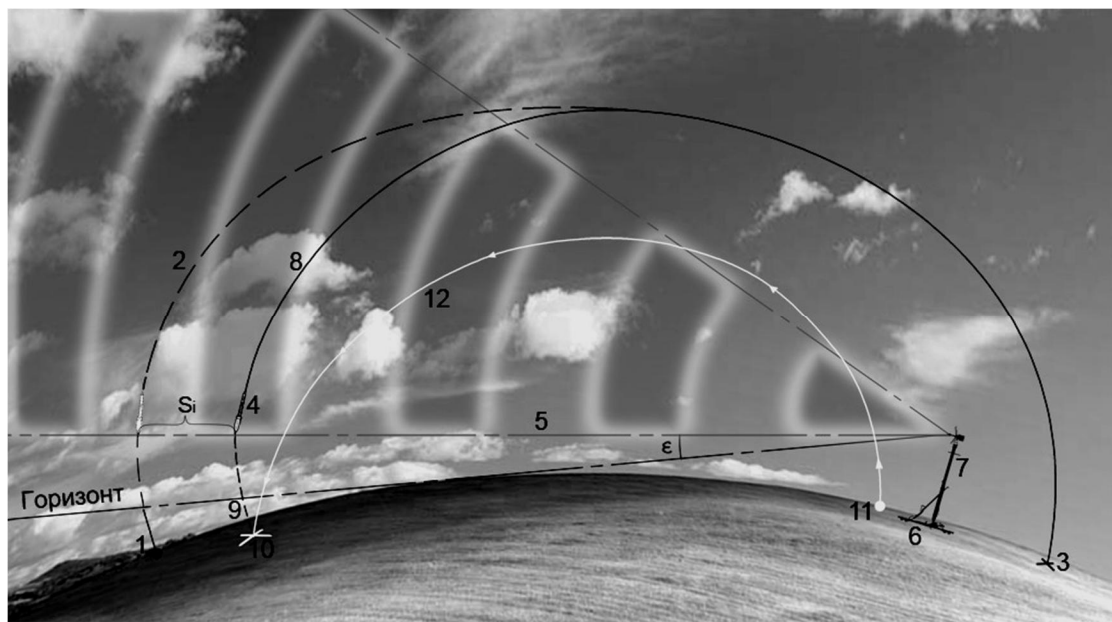


Рис. 2. Схема контрбатарейной борьбы на уровне ТР и ОТР:

- 1 – пусковая установка в фактической точке старта; 2 – базовая номинальная траектория без маневра, обеспечивающая попадание в цель 3; 4 – обнаружение – вход ракеты в ДНА РЛС противника на высоте радиогоризонта h_{rg} ;
5 – луч – нижний лепесток ДНА РЛС противника расположен под углом места ϵ к горизонту;
6 – разведывательно-информационный комплекс противника – РЛС КББ с антенной на вышке – 7; 8 – фактическая траектория ракеты с послестартовым маневром; 9 – прогнозируемый противником, по результатам измерений РЛС КББ, участок траектории от точки 4 до поверхности земли, соответствующий начальному участку номинальной траектории 2 (от точки старта до высоты радиогоризонта); 10 – прогнозируемая противником точка старта; 11 – ударный комплекс противника с ТР или ОТР; 12 – ответный удар противника по ПУ в прогнозируемую точку старта 10

Таким образом, ПСМ должны выполняться как в плоскости стрельбы, так и в любой другой плоскости, для реализации смещения в различных направлениях.

Множество возможных смещений S_i в горизонтальной плоскости на высоте радиогоризонта представляет собой "круг смещений". Построив из каждой точки окружности этого круга "базовую" траекторию (без маневра) до поверхности земли, получим "трубку", которая при пересечении с земной поверхностью оконтурит круг ложных точек старта. Радиус этого круга можно выбрать такой

величины, чтобы попадание в ответном ударе ракеты противника на границу или за пределы этого круга гарантировало непоражение пусковой установки, стартовавшей ракеты.

Немаловажным требованием, предъявляемым к послестартовому маневру, является обеспечение независимо от направления маневра и величины смещения близких параметров движения (величины модуля вектора скорости ракеты и угла наклона скорости к местному горизонту) на траектории с маневром и на траектории без маневра.

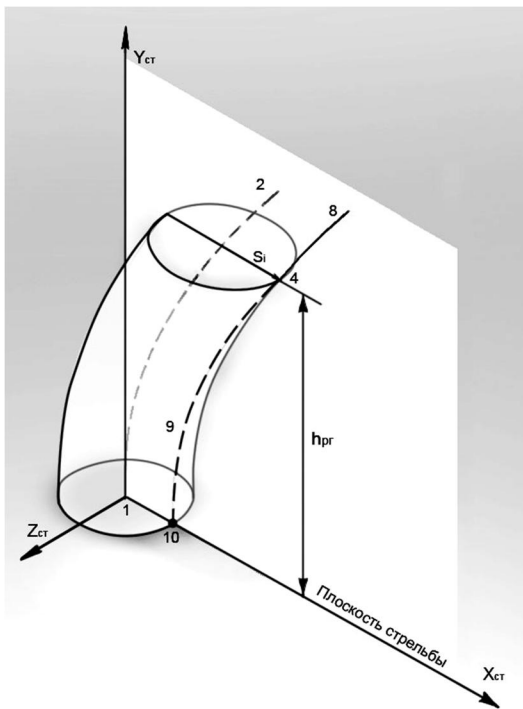


Рис. 3. Начальный участок полета ракеты в более крупном масштабе. Позиции рисунка соответствуют позициям, приведенным на рис. 2

Высота радиогоризонта

Существенными особенностями контрбатарейной борьбы на уровне ТР и ОТР в связи с увеличением дальности действия является понижение нижней границы ДНА – зоны обнаружения и сопровождения целей в область малых и предельно малых высот. На таких высотах возможно интенсивное радиопротиводействие, а также значительно усложняются условия работы РЛС в связи с затенением целей поверхностью земли, местными предметами, а также отражением сигнала от земной поверхности и местных предметов.

Одним из действенных мероприятий, улучшающих возможности РЛС КББ по работе с целями, летящими на предельно малой высоте, является подъем антенны РЛС над окружающей местностью с помощью мобильной вышки. Ряд таких вышек принят на вооружение. Например, в Российской Федерации на вооружении имеются вышки 40В6М и 40В6МД, обеспечивающие подъем фазового центра антенны на высоту 23,8 м и 38,8 м соответственно.

Определение величины высоты радиогоризонта, на которой стартующая ракета становится видимой для РЛС разведывательно-информационного комплекса противника, проводится при следующих основных допущениях:

- местность в рассматриваемом ТВД равнинная, открытая, со средней высотой поверхности земли над уровнем обобщенного земного эллипсоида – 100 м;
- РЛС КББ РИК противника снабжена мобильной вышкой, обеспечивающей подъем антенны над уровнем окружающей местности (см. рисунок 2).

Величина угла места над горизонтом без учета затенения местными предметами и неровностями рельефа определяется по формуле [8, стр. 272]

$$\varepsilon_{n=1} \approx 15 \frac{\lambda}{h_a},$$

где $\varepsilon_{n=1}$ – угол места, соответствующий значению максимума нижнего лепестка ДНА (при $n=1$);

λ – длина волны РЛС;

h_a – высота антенны РЛС над поверхностью земли.

Высота радиогоризонта, на которой ракета становится видимой для РЛС противника, определяется по формуле

$$H = \frac{\sin\left(\frac{\pi}{2} - \xi_a + \varepsilon\right) \cdot (R + h_{II} + h_a)}{\sin\left(\frac{\pi}{2} - \xi + \xi_a - \varepsilon\right)} - (R + h_{II}),$$

где ξ_a – угловая дальность прямой видимости горизонта с учетом высоты антенны,

$$\xi_a = \arccos\left(\frac{R + h_{II}}{R + h + h_a}\right),$$

ξ – угловая дальность от РЛС до ракеты в момент ее подъема на высоту радиогоризонта (на высоту обнаружения),

$$\xi = \frac{(L_{РЛС} - L_{h_{пр}})}{(R + h_{II})},$$

здесь $L_{РЛС}$ – дальность от РЛС до точки старта ракеты;

$L_{h_{пр}}$ – дальность от точки старта до ракеты в момент ее подъема на критическую высоту;

ε – угол места;

R – средний радиус Земли;

h_{II} – высота поверхности земли над уровнем обобщенного земного эллипсоида;

h_a – высота антенны РЛС над поверхностью земли.

Значения высоты начала радиовидимости ракеты – высоты радиогоризонта, рассчитанные для ряда дальностей до РЛС, высоты местности над уровнем моря 100 м и разных углов места, обусловленных разной высотой антенн и длинами волн РЛС, приведены в таблице 1 и на рисунке 4.

Высота радиогоризонта $h_{пр}$ – высота обнаружения, рассчитанная для конкретных условий боевого применения ОТР и её характеристик, может быть использована для формирования программы и выбора продолжительности ПСМ, оптимального с точки зрения затрат энергии ракеты.

Величина случайного смещения ракеты

Величина требуемого случайного смещения S_i , соответствующая величине круга ложных точек старта, обеспечивающая непоражение ПУ стартующей ракеты, определяется как сумма радиуса поражения, величины промаха ракеты противника и некоторого дополнительного запаса.

Оценка величины радиуса поражения ПУ стартующей ракеты проводится для вариантов удара по ней следующими тактическими и оперативно-тактическими ракетами – "Искандер Э", "Точка-У", GMLRS, ATACMS, "Kasirga" (см. табл. 2). В таблице 2 приведены площади поражения боевых

частей, значения промахов рассматриваемых ракет, величины которых приведены в доступных информационных материалах, а также величина требуемого смещения. При этом величина запаса условно принята равной 0.

Таблица 1

Высота радиогоризонта (высота обнаружения ракеты), км

Дальность до РЛС противника, км	ϵ – угол места, град; h_a – высота антенны РЛС, м; λ – длина волны, см						
	$\epsilon=1,2;$ $\lambda=5,3;$ $h_a=39$	$\epsilon=1,5;$ $\lambda=6,7;$ $h_a=39$	$\epsilon=1,8;$ $\lambda=5,3;$ $h_a=25$	$\epsilon=2,3;$ $\lambda=6,7;$ $h_a=25$	$\epsilon=3,0;$ $\lambda=3,5;$ $h_a=10$	$\epsilon=4,6;$ $\lambda=3,5;$ $h_a=10$	$\epsilon=5,8;$ $\lambda=3,5;$ $h_a=10$
50	1,14	1,43	1,71	2,11	2,69	3,94	4,96
80	1,65	2,09	2,54	3,19	4,10	6,05	7,8
100	2,05	2,59	3,16	3,97	5,10	7,51	9,23
280	5,66	7,12	8,69	10,83	13,77	19,96	24,08

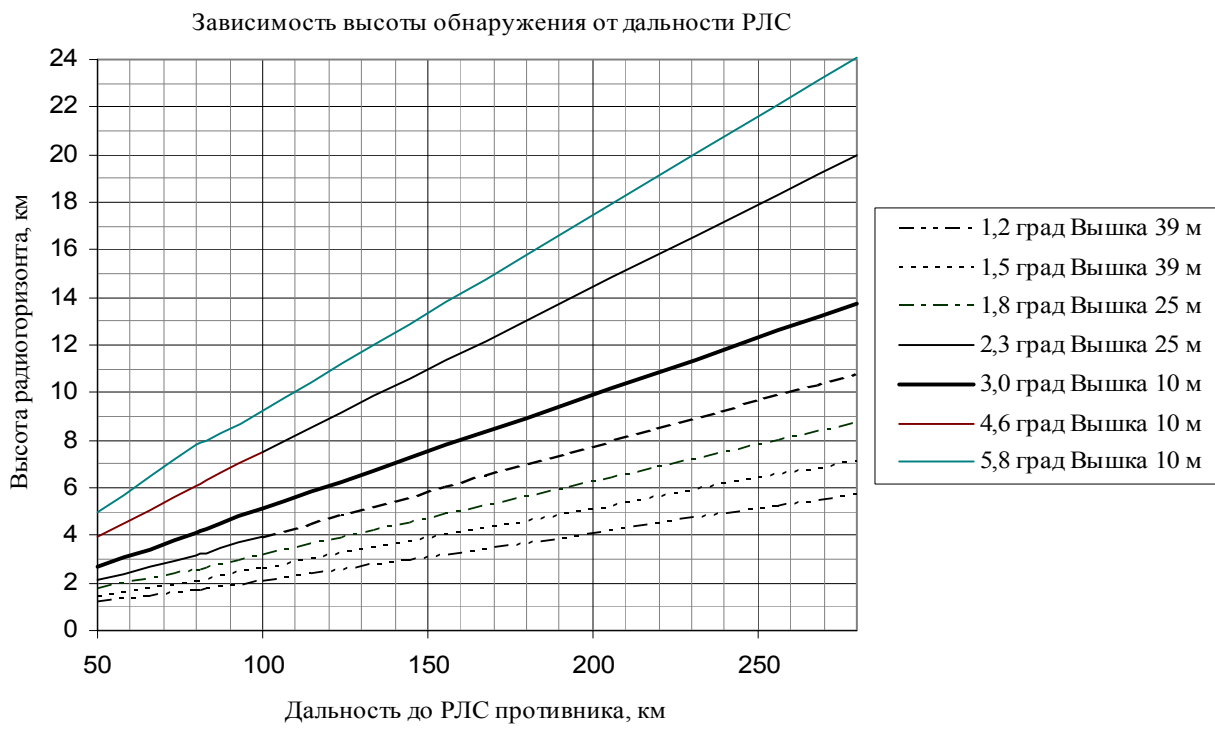


Рис. 4. Зависимость высоты радиогоризонта (начала обнаружения ракеты) от дальности до РЛС и разных углов места, обусловленных различными величинами длин волн и высотами антенн РЛС над поверхностью земли

Таблица 2

Параметры зоны поражения, величины промаха и требуемые величины смещения

Ракета противника, наименование, характеристики	Площадь поражения, м ²	Радиус поражения, м	Величина промаха, м	Величина требуемого смещения, м
ОТР "Искандер Э", масса БЧ = 480 кг	70000	149,3	20	170
ОТР "Точка-У", ОФБЧ: площадь поражения \approx 2 га;	20000	80	50-150	230
ОТР "Точка-У", КГЧ: масса 482 кг, площадь поражения \approx 3,5 га	35000	105,6	50-150	260
РСЗО GMLRS (без АП СНС) масса БЧ = 81,6 кг Залп 12 снарядов	620000	\approx 444,2	\approx 300	740
ОТР ATACMS, Масса БЧ = 561 кг	80000	160	140-300	460
РСЗО "Kasirga" Масса БЧ = 150 кг	62000	140,5	50-125	265

Величины требуемого смещения, обеспечивающие непоражение ПУ стартовавшей ракеты, различны для разных ракет, входящих в состав ударного комплекса противника, и находятся в диапазоне от 170 м до 740 м. Наибольшая требуемая величина смещения – 740 м, необходимая в случае обстрела ПУ полным залпом GMLRS. Примем для дальнейших оценок величину 750 м.

Баланс времени процесса осуществления ответного удара

Рассмотрим случай – ракета стартует без применения ПСМ. Тогда в зависимости от различных факторов – дальности расположения РЛС КББ противника до ПУ, наличия вышки, способной поднять фазовый центр антенны над окружающей местностью, характеристик ударных средств, дальности от них

до ПУ, а также характеристик информационно-вычислительных средств системы боевого управления противника, вероятна ситуация, в которой пусковая установка (без ракет или со второй незапущенной ракетой) не успевает покинуть точку старта и будет обнаружена и поражена ударными средствами противника, например ТР или ОТР.

Для анализа такой ситуации рассмотрим баланс времени процесса осуществления ответного удара с целью поражения пусковой установки, из которой стартовала ракета. Время поражения, отсчитываемое от момента достижения стартующей ракетой высоты радиогоризонта h_{rg} до момента доставки боеприпаса к пусковой установке, из которой стартовала ракета, состоит из следующих основных участков (интервалов), приведенных в таблице 3.

Таблица 3

Временные характеристики участков процесса поражения ПУ стартующей ракеты

Наименование участка	Продолжительность участка, с
Обнаружение цели – стартующей ракеты	8-10
Завязка траектории и полный расчёт траектории с определением координат старта обратной пролонгацией	12-21
Расчет боевого задания на выполнение ответного удара	10
Передача боевого задания на ПУ	15-60
Ответный удар – пуск, полет ракеты до точки старта	53-300

В таблице 4 приведены характеристики РЛС, которые могут быть использованы в составе РИК ККБ, в т.ч. характеристики комплекса "Зоопарк-1".

Величины продолжительности участков (интервалов) были оценены по доступным источникам системы боевого управления комплекса "Искандер". В результате обработки доступной, опубликованной информации был сформирован вероятный технический облик ОТР "Искандер". Определены аэродинамические характеристики ракеты, создана вероятная модель маршевого двигателя и проведен баллистический расчет возможных траекторий. С использованием этого технического задела была рассчитана средняя скорость полета ≈ 930 м/с, которую приняли для оценки продолжительности полета ОТР противника в зависимости от дальности от УК до пусковой установки стартующей ракеты. На рисунке 5 представлена такая зависимость.

Если ограничиться минимальными значениями временных интервалов, то получим оценку времени поражения для разных дальностей расположения ударного комплекса противника от стартующей ракеты, приведенную в таблице 5. Анализ полученных данных показывает, что в ситуации, когда у противника имеются в распоряжении соответствующие средства борьбы – РИК с РЛС на

дальностях 50-70 км и УК на дальности 50 км, а на стартовавшей ракете не предусмотрен ПСМ, пусковая установка должна покинуть точку старта приблизительно через 1,5 минуты, считая от времени подъема стартовавшей ракеты на высоту радиогоризонта. Для ОТР типа "Искандер" время подъема на h_{rg} составляет 18-20 с, а обязательное время покидания точки старта должно быть меньше 2 минут. Это время достаточно жесткое, что подтверждает необходимость применения послестартового маскирующего маневра на современных ОТР. Возможны ситуации, когда расстояние до ударного комплекса противника может быть значительным, например, возрастет до 170 км, соответственно, увеличивается время полета ракеты противника, поэтому в этом случае ПУ может покидать точку старта через 4 минуты.

При выполнении рассмотренных выше граничных условий и требований по смещению S_i и высоте радиогоризонта затраты энергии ракеты на ПСМ не превысят 0,5 – 0,6 % от величины суммарных затрат энергии ракеты. При значительных дальностях до ударного комплекса противника (свыше 170 км) и гарантированном времени покидания точки старта пусковой установки через 4 минуты маневр можно не выполнять.

Таблиця 4

Основные характеристики РЛС 76Н6, AN/MPQ-53 и комплекса "ЗООПАРК-1"

Страна, РЛС/комплекс	РФ, 76Н6	СССР/РФ, "ЗООПАРК-1"	США, AN/MPQ-53
Назначение	Обнаружение приближающихся и удаляющихся воздушных целей, в том числе и крылатых ракет, с минимальным значением ЭПР	Определение координат огневых позиций противника (минометов, артиллерийских орудий, РСЗО и ТР) по выстрелу или пуску, наведение управляемого артиллерийского снаряда на цель в ответном ударе	Обеспечение поиска, обнаружения, опознавания и сопровождения воздушных целей и ракет, а также обеспечение управления полетом наводимых на цели ЗУР
Возможность применения вышки	40В6 (40В6МД)	нет	нет
Сектор обзора по углу места, град	от плюс 1 до плюс 6	до 40	от плюс 1 до плюс 73
Дальность обнаружения, км	–	40-45	80-180
Диапазон длин волн, см	–	5	5,3-6,7
Точность измерения:			
– азимута, град	1,4	–	0,06
– угла места, град	–	–	0,06
– дальности, м	250	–	15
– высоты, м	–	–	–
Количество сопровождаемых целей	до 180	до 5	90-125
Время реакции, с	–	–	8-10
Время полного расчёта траектории, с	–	< 20	–
Вероятность обнаружения по первому выстрелу	–	0,8	–
Вероятность наведения снаряда в ответном ударе	–	0,8	–

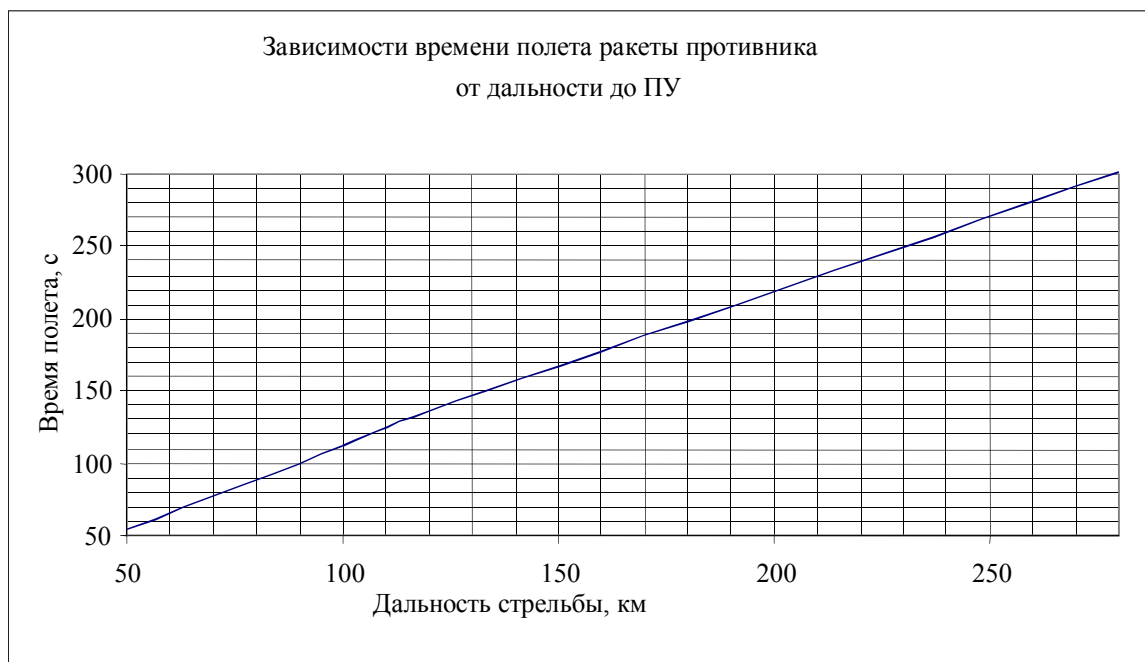


Рис. 5. Временные характеристики полета ракеты противника

Таблиця 5

Ожидаемое время поражения ПУ стартующей ракеты

Дальность от ударного комплекса противника до точки старта, км	50	100	150	200	250	280
Время поражения, с	98	157	213	264	315	346

Это время достаточно жесткое, что подтверждает необходимость применения послестартового маскирующего маневра на современных ОТР. Возможны ситуации, когда расстояние до ударного комплекса противника может быть значительным, например, возрастет до 170 км, соответственно, увеличивается время полета ракеты противника, поэтому в этом случае ПУ может покидать точку старта через 4 минуты.

При выполнении рассмотренных выше граничных условий и требований по смещению S_1 и высоте радиогоризонта затраты энергетике ракеты на ПСМ не превысят 0,5 – 0,6 % от величины суммарных затрат энергетике ракеты. При значительных дальностях до ударного комплекса противника (свыше 170 км) и гарантированном времени покидания точки старта пусковой установки через 4 минуты маневр можно не выполнять.

Выводы

1. В определенных условиях боевого применения, характеризующихся отсутствием в составе противостоящей группировки наземных войск противника разведывательного звена, взаимодействующего со средствами аэрокосмической разведки, загоризонтных РЛС и РЛС с высокорасположенными антеннами, осуществление послестартового маневра для скрытия координат точки старта является целесообразным.

2. При наличии в составе наземных войск противника РЛС, расположенной на дальности 70 км и имеющей антенну, установленную на высоте 10 м (длина волны антенны $\lambda=3,5$ см), высота радиогоризонта стартующей ракеты составляет $h_{гр} \approx 7$ км.

3. Для обеспечения скрытия координат расположения СПУ в процессе послестартового маневрирования при подъеме на высоту радиогоризонта необходимо обеспечить смещение

стартующей ракеты в горизонтальной плоскости не менее 750 м относительно её положения на номинальной траектории без маневра.

4. В случае расположения ударного комплекса противника на дальности 50 км, при старте ракеты без послестартового маневра пусковая установка должна покинуть точку старта через 2 минуты и может не покидать точку старта при выполнении ПСМ.

5. Послестартовый маскирующий маневр можно не выполнять на дальностях до ударного комплекса противника более 170 км и гарантированном времени покидания точки старта пусковой установки через 4 минуты.

Список литературы

1. <http://skeiz.livejournal.com/1064315.html> "Разбор войны с точки зрения специалиста", автор бывший начитаба тб. 79гв. т.п. 7гв. т.д. полковник запаса Мураховский В.И., 18 августа 2008 г.
2. <http://shooter.com.ua/usilivaya-moshh/730-operativno-takticheskij-raketnyj-kompleks-atacms.html>
3. <http://www.aviaport.ru/digest/2007/06/06/122263.html>
4. <http://vpk/name> Новый ВПК, 12.10.2010.
5. wassonline.info/koreya/shit-38-parallely.html 02.02.2011 г.
6. <http://rbase.new-factoria.ru/>
7. <http://ru.wikipedia.org/>
8. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами / Ф.К. Неупокоев. – 3 изд., перераб. и доп. – Москва, Воениздат, 1991. – 343 с.: ил. – ISBN 5–203–00265–7.
9. "Анализ тенденций и перспектив развития зарубежных тактических и оперативно-тактических ракетных комплексов", УДК 623.467.56 С-75, Инв. № 121/26-011 НТП, ГП "КБ "Южное", 2008 г. 130 с.: ил.

Рецензент: доктор технических наук, старший научный сотрудник А.Н. Зубков, Академия сухопутных войск, Львов.

До питання про маневрування ракети щодо приховування дійсної точки старту

А.І. Лобачов, О.В. Аксененко, В.А. Андронов, В.М. Радченко

Для схем і параметрів післястартового маневру ОТР, що маскує точку старту, актуальними є вихідні дані та граничні умови, необхідні для формування оптимального управління. У статті визначені висоти радіовидимості залежно від сукупності параметрів місцевості, РЛС супротивника і відстані від неї до точки старту. Висота радіовидимості є граничною умовою при виборі тривалості маневру. Для вірогідних засобів завдання удару по пусковій установці стартуючої ОТР запропонований підхід до визначення параметрів зони ураження, необхідних для завдання глибини маневру. В результаті аналізу попередніх характеристик розвідувальних, інформаційних та ударних засобів, які можуть використовуватися супротивником, проведена оцінка балансу часу процесу здійснення відповідного удару з метою зруйнування пускової установки, з якої стартувала ОТР.

Ключові слова: оперативно-тактична ракета, післястартовий маскуючий маневр, висота радіовидимості, висота радіогоризонта, діаграма спрямованості антени, радіолокаційна станція, зона ураження, контрбатарейна боротьба, удар у відповідь, час здійснення удару, пускова установка.

Regarding operational-tactical missile maneuvering to conceal the true start point

A. Lobachev, A. Aksenenko, V. Andronov, V. Radchenko

Initial data and boundary conditions, needed for optimal control, are vital for schemes and parameters of operational-tactical missile (OTM) after-start maneuver that masks the start point. The article specifies radio coverage height, depending on combination of parameters of the area, the enemy radar, and the distance between the radar and the OTM start point. Radio coverage height is a boundary condition when selecting the maneuver time. As for possible means of striking on the OTM launch facility, an approach to define the impact area parameters, needed to specify the maneuver depth, is proposed. As a result of the analysis of preliminary characteristics of reconnaissance, information, and striking means of the enemy, the time needed for backstroke to hit the OTM launch facility is assessed.

Keywords: operational-tactical missile, after-start masking maneuver, radio coverage height, radar horizon height, beam pattern, radar locator, killing zone, counterfire, retaliatory strike, time of strike, launcher.

УДК 621.3.78

Б.О. Оліярник

*Академія сухопутних військ, Львів***КОМПЛЕКСИ АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ ТА ІНФОРМАЦІЙНО-КЕРУЮЧІ СИСТЕМИ ВОГНЕВИХ ЗАСОБІВ**

У статті досліджується питання шляхів забезпечення інформаційно-технічного поєднання комплексів автоматизованого управління з інформаційно-керуючими системами вогневих засобів. Визначений перелік задач наукових установ МО України при виконанні таких робіт. Пропонована методика підтверджена практикою розробки та впровадження в експлуатацію цих систем.

Ключові слова: комплекси автоматизованого управління, інформаційно-керуючі системи, вогневі засоби, інформаційне, математичне, лінгвістичне забезпечення.

Постановка проблеми

Проблемним питанням під час створення нових та модернізації існуючих КАУ та ІКС вогневих засобів і засобів розвідки є їх комплексування, в тому числі забезпечення їх організаційної, інформаційної та технічної сумісності (ОІТС) з існуючими системами, а також такими, що сьогодні розробляються (модернізуються). При цьому на практиці необхідне комплексування та включення таких систем у єдине інформаційне поле як «знизу вгору» (в сенсі підпорядкованості управління), так і «зверху вниз» чи «на одному рівні».

Аналіз досліджень і публікацій

На сьогоднішній день у всіх розвинутих країнах світу інтенсивно проводяться роботи із розроблення нових та модернізації існуючих інформаційно-керуючих систем, АСУ оперативно-тактичної та тактичної ланки («бригади та нижче») і доведення їх до рівня С⁴I² (control, command, communication, computers, intelligence, information).

Такі системи базуються на комплексах автоматизованого управління (КАУ), які забезпечують всі вимоги до управління підрозділами (оперативність, неперервність, стійкість, ефективність, скритність) і вогневими засобами та засобами розвідки [1,2].

З іншого боку, з метою підвищення ефективності бойового застосування вогневих засобів все більшого поширення набуває оснащення заново розроблених вогневих засобів та тих, що проходять модернізацію (танків, ракетних та артилерійських установок, бойових машин), засобів розвідки найсучаснішими засобами автоматизації прийняття рішень і керування зброєю, які об'єднані в межах вогневої (розвідувальної) одиниці в інформаційно-керуючу систему (ІКС).

Прикладом може бути танкова інформаційно-керуюча система (ІУС) БМ „Оплот”. ІУС поєднує в єдине інформаційне поле танка системи керування рухом, керування вогнем, керування захистом та керування взаємодією [3-5].

Формулювання мети статті

Мета статті: визначення шляхів забезпечення інформаційно-технічного поєднання комплексів автоматизованого управління з інформаційно-керуючими системами вогневих засобів.

Виклад основного матеріалу

Базові принципи комплексування КАУ та ІКС. На рис. 1 наведена схема зв'язності артилерійського дивізіону, показані основні напрямки інформаційного обміну дивізіону.