

РАСЧЕТ И ОБОСНОВАНИЕ КРИТЕРИЕВ ИНИЦИАЛИЗАЦИИ НА ЗАДАННОЙ ВЫСОТЕ ДЕТОНАТОРА РАДИОВЗРЫВАТЕЛЯ С ЗАДЕРЖКОЙ СРАБАТЫВАНИЯ

И.И. Забеньков, С.С. Солонович, Н.Н. Исакович,
А.И. Забеньков (все БГУИР, П.Бровки, 6, Минск, 220013, Беларусь)

Предложен критерий срабатывания детонатора реактивного снаряда, имеющего задержку, основанный на сравнении Доплеровского сдвига частоты несущей и сдвига частоты ЛЧМ радиосигнала в радиовысотомере. Приведен пример расчета величин предлагаемых критериев для реактивного снаряда С8.

A criterion for triggering a missile detonator with a delay is proposed, based on a comparison of the Doppler shift of the carrier frequency and the frequency shift of the chirp signal in the radio altimeter. An example of calculating the values of the proposed criteria for a C8 missile is given.

Введение

Используемые в настоящее время неуправляемые авиационные реактивные снаряды (НАРС) типа “воздух-поверхность” требуют использовать большее число боеприпасов для поражения живой силы противника, так как подрыв боеприпаса производится контактным способом, при котором поражающие элементы распределяются на меньшую площадь. Существуют методы воздушного подрыва на заданной высоте над поверхностью, что увеличивает эффективность поражения живой силы противника в несколько раз [1]. Известные в настоящее время способы инициализации снаряда на заданной высоте используют методы измерения высоты полета снаряда, дальности и времени. Однако они обладают низкой точностью воздушного подрыва, зависящей от множества параметров летящего снаряда, его носителя и направленности пускового устройства.

Основная часть

Предложить критерий и методику расчета его параметров для подрыва реактивного снаряда с пикирующей траекторией на заданной высоте.

Для решения подобных задач воздушного подрыва предлагались следующие виды критериев: подрыв на заданном расстоянии; подрыв по заданному времени полета; подрыв по заданной скорости снижения (по частоте Доплера) и др. Эти критерии используют радиотехнические способы реализации на основе малогабаритных радиолокаторов (радиовысотомеров).

Выбор радиотехнического метода реализации радиовзрывателя должен быть основан на требованиях, основными из которых является низкая стоимость такого устройства, обусловленная однократным его использованием. Логичным по отношению к поставленной задаче подрыва на заданной высоте является использование радиовысотомера малых и средних высот: единиц-десятков метров над поверхностью. Вторым по значимости является требование малых габаритов, позволяющих разместить такое радиотехническое устройство в выносной головке взрывателя, имеющей радиопрозрачный корпус.

Основными разновидностями радиовысотомеров являются структуры использующие импульсные и непрерывные с ЛЧМ(линейной частотной модуляцией) радиосигналы. [1]

Для разработки радиотехнических приборов инициализации детонатора реактивного снаряда необходимо определиться с математической моделью аппроксимации траектории его движения после выхода на маршевый участок. Для этого из его полной траектории полета необходимо вычесть участок активного ускорения за счет реактивной струи сгорания порохового заряда. Оставшийся участок назовем маршевым, и для его описания используем аппроксимацию трека обратной параболической функцией [2-4].

Одним критерием воздушного подрыва является высота в точке полета снаряда, на которой должен быть инициирован детонатор, имеющий заданную задержку срабатывания $t_{\text{зад}}$. Исходя из этой предпосылки, для анализа используем только вертикальный вектор разложения траектории и вертикальный вектор разложения (вектор снижения) скорости реактивного снаряда (рисунок 1):

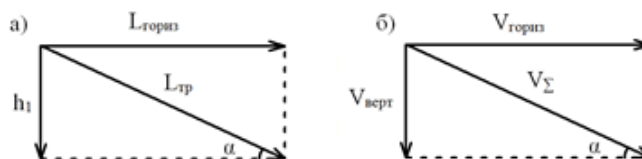


Рисунок 1. а — Траекторные векторы, б — Вектор разложения скорости

Эти векторы могут быть получены из известных векторов дальности действия и скорости летательного средства:

$$h_1 = L_{\text{тр}} \cdot \cos \alpha, \quad (1)$$

$$V_{\text{верт}} = V_{\Sigma} \cdot \cos \alpha, \quad (2)$$

где: h_1 — высота пуска снаряда; $L_{\text{тр}}$ — траекторная дальность полета снаряда; $V_{\text{верт}}$ — скорость снижения; V_{Σ} — скорость в начале маршевого(пассивного) участка траектории; α — угол пикирования снаряда.

Исходя из принятой концепции аппроксимации, скорость реактивного снаряда и его траекторию можно представить в виде уравнений: [3]

$$V(t) = V_0 + 2At; \quad (3)$$

$$L(t) = V_0 t + At^2; \quad (4)$$

где: $V(t)$ — скорость в момент времени t ; V_0 — начальная скорость реактивного снаряда в момент окончания работы порохового ускорителя; A — отрицательное ускорение, зависящее от воздействия физических сил (инерциальных, гравитационного поля земли, сопротивления атмосферы и т.п); $L(t)$ — траектория реактивного снаряда.

Отличительной особенностью уравнений (3) и (4) является то, что вместо расчетных физических сил инерции, гравитации, сопротивления атмосферы используется формальная величина A (отрицательное ускорение), которое может быть рассчитано из параметров тактико-технических данных НАРС[8,9] или измерена радиотехническим способом.

Из уравнения (3) получаем:

$$A = \frac{V(t) - V_0}{2t}. \quad (5)$$

Подставляя (5) в (4) получаем:

$$t = \frac{2L(t)}{V_0 + V(t)}, \quad (6)$$

$$A = \frac{V^2(t) - V_0^2}{4L(t)}, \quad (7)$$

где: A — усредненное значение величины отрицательного ускорения падения снаряда на маршевом участке траектории полета.

Термин “Усредненное значение” использован потому, что основной причиной замедления движения снаряда на маршевом участке является сопротивление атмосферы [5], которое пропорционально квадрату скорости движения $V(t)$. Если учесть этот фактор, то

получим уравнения подобные (3) и (4) в неявном виде, аналитическое решение которых весьма сложно. Поэтому ограничимся лишь нелинейным уравнением второго порядка (4).

Приведем пример расчета параметров траектории полета реактивного снаряда, используя ТТД НАРС С8 [8,9]. В таблице 1 приведены эти данные.

Исходя из $L_{\max}=4000\text{м}$ и скорости $V_0=610\text{ м/с}$ (таблица 1) найдем по (6) и (7) значения времени полета t_{\max} и среднего ускорения A . Неизвестным в (7) остается значение вертикальной составляющей скорости полета на конечном участке траектории. Эту величину можно определить как предельную скорость падения снаряда за счет земного притяжения, когда сопротивление атмосферы снизит до нулевого значения в конце полета горизонтальную составляющую скорости (рисунок 1).

Таблица 1. — ТТД НАРС С8

№				
1	Длина ракеты	мм	1570	Ракета С8
2	Диаметр ракеты	мм	80	
3	Дальность пуска	м	1300-4000	
4	Стартовый вес	кг	11,3	
5	Максимальная скорость	м/с	610	
6	Дистанция эффективного пуска	м		
7	Время работы твердотопливного двигателя	с	до 0,69	
8	Диапазон скорости вертолета-носителя	м/с	160-330	

Предельная скорость падения снаряда массой m определяется как [5]:

$$V_{\text{пред}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_x \cdot S \cdot \rho}}, \quad (8)$$

где: m — масса снаряда; g — ускорение свободного падения ($g=9,81\text{ м/с}^2$); C_x — коэффициент обтекаемости снаряда (для С8 $C_x \approx 0,2-0,3$); S — проекция сечения корпуса снаряда (для С8 $S \approx 0,5\text{ м}^2$); ρ — плотность атмосферы ($\rho=1,23\text{ кг/м}^3$).

Тогда в соответствии с (8)

$$V_{\text{пред}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 11,3 \cdot 9,81}{0,25 \cdot 0,13 \cdot 1,23}} = 74,47(\text{м/с})$$

Найдем на полной траектории полета (рисунок 2) величину разгонного (активного) участка, зная среднюю скорость вертолета $V_{\text{верт.ср}}=250\text{ м/с}$, максимальную скорость снаряда в конце разгона $V_{\max}=610\text{ м/с}$ и время разгона $t_{\text{разг}}=0,69\text{ с}$, как

$$L_{\text{разг}} = \frac{V_{\max} + V_{\text{верт.ср}}}{2} \cdot t_{\text{разг}} = \frac{610 + 250}{2} \cdot 0,69 = 296,7(\text{м})$$

Тогда величина маршевого (пассивного) участка траектории снаряда будет:

$$L_{\text{марш}} = L_{\max} - L_{\text{разг}} = 4000 - 296,7 = 3703,3(\text{м})$$

Из уравнений (6) и (7) и значения $L_{\text{марш}}$:

$$A_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{пред}}^2 - V_0^2}{4L_{\text{марш}}} = \frac{74,47^2 - 610^2}{4 \cdot 3703,3} = -24,745(\text{м/с}^2).$$

Для расчета критериев инициации детонатора с задержкой необходимо найти высоту срабатывания $H_{\text{ср}}$ и скорость падения. Расчет высоты $H_{\text{ср}}$ можно провести, рассчитав угол пикирования α и зная эффективную высоту пуска вертолетом реактивного снаряда $H_{\text{пуска}}$.

Для максимальной дальности $L_{\text{max}}=4000\text{м}$ и $H_{\text{пуска}}=1000\text{м}$

$$H_1 = L_{\text{марш}} \cdot \sin \alpha, \text{ где } \alpha = \arcsin \frac{H_{\text{пуска}}}{L_{\text{max}}}.$$

Проведем расчет параметров для эффективных значений дальности (из таблицы 1, $L_{\text{эф}}=2000\text{м}$) и высоты пуска $H_{\text{пуска}}=1000\text{м}$. При этом угол пикирования α_1 будет равен 30° , $L_{\text{разг}}=296,7$ (сохранит свою величину),

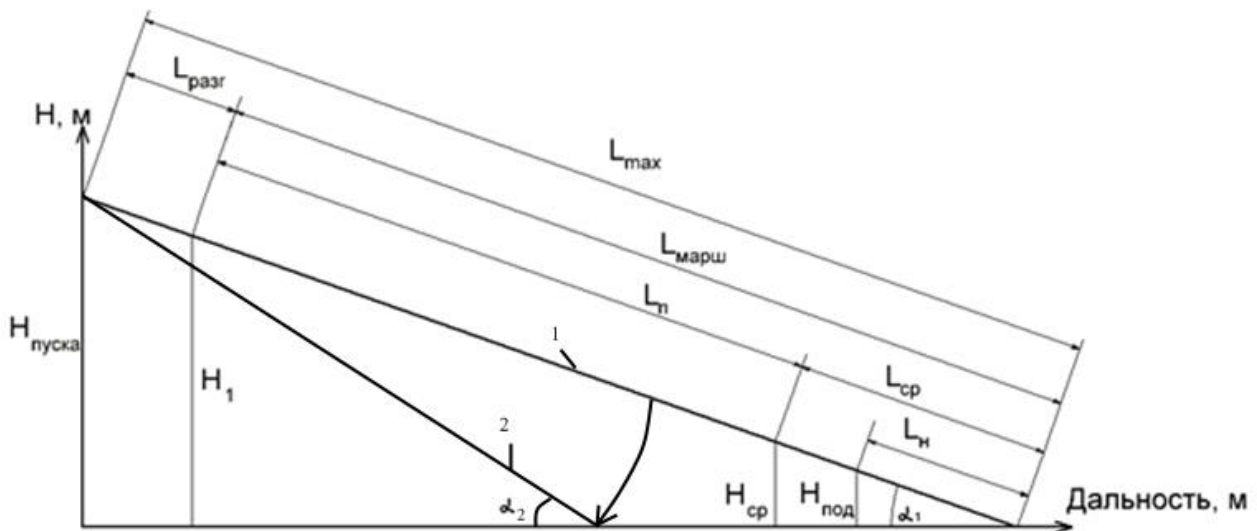
$$L_{\text{марш}}=2000-296,7=1703,3(\text{м}), A=-24,745(\text{м/с}^2).$$

Рассчитаем время полета на маршевом участке:

$$t_{\text{эф}} = \frac{2L_{\text{марш}}}{V_0 + V(t)} \quad (9)$$

В (9) определим неизвестное $V(t)$ из уравнения (7):

$$V(t) = \sqrt{4A \cdot L(t) + V_0^2} \quad (10)$$



$H_{\text{пуска}}$ — высота пуска снаряда; L_{max} — длина пути снаряда от точки пуска до точки падения; $L_{\text{разг}}$ — длина пути разгона снаряда до маршевой скорости; $L_{\text{марш}}$ — длина пути движения снаряда на маршевой скорости; $L_{\text{п}}$ — длина пути полета снаряда до точки срабатывания; $L_{\text{ср}}$ — длина пути полета снаряда от точки срабатывания; $L_{\text{н}}$ — длина пути недолета снаряда до точки контактного срабатывания; H_1 — отсчет высоты в начале маршевого участка; $H_{\text{ср}}$ — высота срабатывания детонатора; $H_{\text{под}}$ — высота подрыва снаряда; α_1, α_2 — углы пуска снаряда;

Рисунок 2. — Аппроксимация траектории движения снаряда

Тогда получим для $t_{\text{эф}}$:

$$t_{\text{эф}} = \frac{2L_{\text{марш}}}{V_0 + \sqrt{4A \cdot L_{\text{марш}} + V_0^2}} = \frac{2 \cdot 1703,3}{610 + \sqrt{4(-24,745) \cdot 1703,3 + 610^2}} = 3,2104(\text{с}).$$

Допустим, что подрыв боевого заряда осуществляется на высоте $H_{\text{под}}$ (рисунок 2). Для расчета времени подрыва исключим из $L_{\text{марш}}$ участок пути $L_{\text{н}}$ недолета снаряда до возможного контактного подрыва (удар о поверхность):

$$L_{\text{н}} = \frac{H_{\text{под}}}{\sin \alpha_1}. \quad (11)$$

Если принять $H_{\text{под}}=5\text{м}$, то

$$L_{\text{н}} = \frac{5}{\sin 30^\circ} = 10(\text{м}).$$

Рассчитаем время пролета снаряда на участке траектории $L'_{\text{марш}}$ между высотами H_1 и $H_{\text{под}}$. Из(11)

$$t'_{\text{эф}} = \frac{2L'_{\text{марш}}}{V_0 + \sqrt{4A \cdot L'_{\text{марш}} + V_0^2}}, \quad (12)$$

где $L'_{\text{марш}} = L_{\text{марш}} - L_{\text{н}}$.

$$t'_{\text{эф}} = \frac{2 \cdot (1703,3 - 10)}{610 + \sqrt{4(-24,745) \cdot (1703,3 - 10) + 610^2}} = 3,1883(\text{с}).$$

Допустим, что время задержки срабатывания детонатора $t_{\text{зад}}=40\text{мс}$, тогда высота на которой должен быть инициирован детонатор $H_{\text{ср}}$ должно быть измерено в момент $t''_{\text{эф}}$, где

$$t''_{\text{эф}} = t'_{\text{эф}} - 0,04 = 3,1883 - 0,04 = 3,1483(\text{с}).$$

Высоту $H_{\text{ср}}$ можно определить исходя из соотношения:

$$H_{\text{ср}} = (L_{\text{марш}} - L''_{\text{марш}}) \cdot \sin \alpha, \quad (13)$$

где $L''_{\text{марш}}$ — участок траектории снаряда от высоты H_1 до высоты $H_{\text{ср}}$.

Определим $L''_{\text{марш}}$ по уравнению (4):

$$L''_{\text{марш}} = V_0 t''_{\text{эф}} + A \cdot (t''_{\text{эф}})^2 = 610 \cdot 3,1483 + (-24,745) \cdot (3,1483)^2 = 1675,195(\text{м}).$$

Откуда по (13)

$$H_{\text{ср}} = (1703,3 - 1675,195) \cdot 0,5 = 14,05(\text{м}).$$

Скорость снаряда в точке инициации детонатора может быть рассчитана по (3):

$$V_{\text{ср}} = V_0 + 2A t''_{\text{эф}} = 610 + 2(-24,745) \cdot 3,1483 = 454,19(\text{м/с}),$$

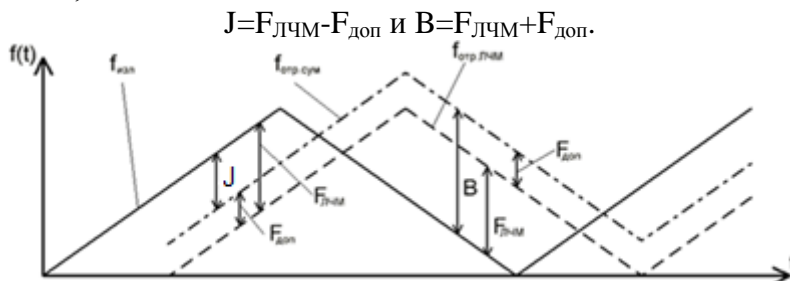
Скорость снижения рассчитывается как вертикальный вектор (рис.1) общего вектора скорости $V_{\text{ср}}$.

$$V_{\text{ср.верт}} = V_{\text{ср}} \cdot \sin \alpha_1 = 454,19 \cdot 0,5 = 227,093(\text{м/с}).$$

Предлагаем новый способ инициализации, суть которого состоит в использовании радиовысотомера с ЛЧМ сигналом, который позволяет в реальном масштабе времени

измерять высоту полета реактивного снаряда над поверхностью и скорость его снижения. При этом разность частот излучаемого и отраженного от поверхности радиосигнала несет в себе информацию о высоте полета и скорости его снижения. Основным достоинством этого способа является возможность снижения вероятного отклонения высоты подрыва снаряда, из-за компенсации погрешности критерия срабатывания при вариациях высоты пуска и угла пикирования.

Из графика на рисунке 3, показывающему зависимость частот излучаемого и отраженного сигналов, видно:



$f_{изл}$ — частота ЛЧМ сигнала, излучаемого передатчиком; $f_{отр.сум}$ — частота отраженного ЛЧМ сигнала с учетом эффекта Доплера; $f_{отр.лчм}$ — частота отраженного ЛЧМ сигнала без учета эффекта Доплера; $F_{доп}$ — сдвиг частот пропорциональный Доплеровскому; $F_{лчм}$ — сдвиг частот излучаемого и принимаемого сигналов без учета эффекта Доплера; J — сдвиг частот излучаемого и принимаемого сигналов на восходящем участке ЛЧМ сигнала; B — сдвиг частот излучаемого и принимаемого сигналов на нисходящем участке ЛЧМ сигнала.

Рисунок 3. — форма ЛЧМ сигнала

Проведя несложные операции, с измеренными радиовысотомером величинами B и J можно определить значения Доплеровского сдвига частот $F_{доп}$ и разностную частоту ЛЧМ сигнала $F_{лчм}$ из соотношений (14)

$$\begin{aligned} J+B &= F_{лчм} - F_{доп} + F_{лчм} + F_{доп} = 2F_{лчм} , \\ B-J &= F_{лчм} + F_{доп} - F_{лчм} + F_{доп} = 2F_{доп} . \end{aligned} \quad (14)$$

Откуда получаем:

$$F_{лчм} = \frac{B+J}{2} \text{ и } F_{доп} = \frac{B-J}{2} .$$

В качестве первичного критерия инициализации детонатора снаряда на заданной высоте предлагается использовать равенство Доплеровского сдвига частот и сдвига частот между излучаемым и отраженным ЛЧМ радиосигналом, которые назовем вторичными.

Основанием для выбора такого критерия является эффект автокоррекции высоты подрыва при изменении скорости полета НАРС в приповерхностной области из-за трудности сохранения расчетных значений угла и высоты пуска, скорости носителя и т.п. Например, при увеличении угла падения НАРС (кривая 2 на рисунке 2) скорость на конечном участке траектории увеличится (при сохранении других параметров пуска). Это приведет к автоматическому увеличению высоты подрыва для выполнения первичного критерия равенства высоты и скорости снижения НАРС. Для определения вторичных критериев необходимо измерять радиовысотомером частоту Доплеровского сдвига и разностную частоту ЛЧМ радиосигнала. При этом заранее расчетным путем необходимо найти величину крутизны ЛЧМ сигнала.

Рассчитаем Доплеровский сдвиг несущей частоты радиосигнала для эффективной дальности $L_{эф}=2000\text{м}$. Расчет произведем по известному соотношению:

$$F_{доп} = \frac{2V_{сп} \cdot f_0}{c} ,$$

где $V_{\text{ср}}$ — скорость снижения снаряда; f_0 — рабочая частота радиовысотомера, $f_0=3$ ГГц; c — скорость света, $c=300000$ км/с;

$$F_{\text{доп}} = \frac{2 \cdot 227,093 \cdot 3 \cdot 10^9}{3 \cdot 10^8} = 4,54 \text{ (кГц)}.$$

Рассчитаем крутизну управления ЛЧМ сигнала для выполнения равенства:

$$F_{\text{доп}} = F_{\text{ЛЧМ}} = 4,54 \text{ (кГц)}.$$

Время прихода отраженного от поверхности ЛЧМ радиосигнала определяется как:

$$t_{\text{ЛЧМ}} = \frac{2H_{\text{ср}}}{c} = \frac{2 \cdot 14,05}{3 \cdot 10^8} = 9,367 \cdot 10^{-8} \text{ (с)}.$$

Откуда крутизна управления ЛЧМ сигналом должна быть равна:

$$g_{\text{упр}} = \frac{F_{\text{ЛЧМ}}}{t_{\text{ЛЧМ}}} = \frac{4,54 \cdot 10^3}{9,367 \cdot 10^{-8}} = 4,85 \cdot 10^{10} \text{ (Гц/с)}.$$

Расчет показывает возможность технической реализации радиовысотомера с такими параметрами. Приведенная методика и пример расчета вторичных критериев позволяют рассчитать значения сдвигов частоты Доплера и отраженного ЛЧМ сигнала для вновь разрабатываемых малокалиберных снарядов различного вида и определить возможность их технической реализации.

Заключение

Предложен критерий инициализации детонатора реактивного снаряда, имеющего задержку срабатывания, основанный на сравнении Доплеровского сдвига частоты несущей и сдвига частоты ЛЧМ радиосигнала в радиовысотомере. Обоснованием выбора является появление эффекта автокоррекции высоты воздушного подрыва снаряда и возможность его технической реализации. Приведены методика и пример расчета величин частоты Доплеровского сдвига и временного сдвига частоты ЛЧМ сигнала для реализации предложенного критерия инициализации детонатора реактивного снаряда с пикирующей траекторией полета при использовании радиовысотомера с ЛЧМ радиосигналом, модулированным треугольным импульсом.

Список использованных источников

1. «Принципы действия радиовзрывателя. Возможные способы его согласования с боевой частью» [https://studopedia.ru/3_161936_principi-deystvia-radiovzrivatelya].
2. Справочник по математике. Наука, 1967г. 608с., Авторы: Бронштейн. И.К., Семендяев К.А.
3. Справочник по физике. Наука, 1979г. 942с., Авторы: Яворский Б.М., Детлаф А.А.
4. Краткий курс теоретической механики. Высшая школа, 2010г. 416с., Автор: Тарг С.Н.
5. ТТД С8 [www.airwar.ru/weapon/anur/s8.html].
7. [https://defendingrussia.ru/enc/neuprabljajemyje_rakety/].
8. [<https://ru.wikipedia.org/wiki/C8>].