

Министерство образования Республики Беларусь  
Учреждение образования  
Белорусский государственный университет  
информатики и радиоэлектроники

УДК 621.396.963

Легкоступ  
Виктор Валерьевич

Алгоритмы измерения координат и управления зенитной  
управляемой ракетой с радиокомандно-инерциальным наведением  
на маневрирующую цель

#### **АВТОРЕФЕРАТ**

На соискание степени магистра технических наук  
по специальности 1-39 80 02 «Радиотехника, в том числе системы и  
устройства радионавигации, радиолокации и телевидения»

---

Научный руководитель  
Маркевич В.Э.  
к.т.н.

---

Минск 2016

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время при разработке новых и, в особенности, модернизации существующих зенитно-ракетных комплексах (ЗРК), актуальной задачей является повышение эффективности функционирования систем радиокомандного наведения зенитной управляемой ракеты станции наведения ракет (СНР).

Одним из наиболее значимых ограничений, которое стало предметом исследования, является ограниченный размер пространственного сектора устойчивого захвата, сопровождения и наведения ракеты, присутствующий в некоторых ЗРК с радиокомандным наведением, разработанных в 60-х годах прошлого столетия, например, комплексы С-125 «Печора» и 9К33 «Оса», которые в настоящее время обладают большим потенциалом модернизации. Указанное ограничение приводит к значительному снижению вероятности захвата ответного сигнала ракеты из-за выхода ракеты на край или за пределы сектора сканирования приемных антенн СНР, что влечет за собой резкое снижение мощности принятого ответного сигнала ракеты и срыв ее сопровождения по угловым координатам, что означает полную потерю ракеты. Особенно сильно данное ограничение проявляется в процессе пуска, захвата и наведении ракеты при обстреле скоростной или маневрирующей цели, движущейся с большими угловыми скоростями относительно СНР.

В данной работе рассматривается способ повышения эффективности наведения ЗУР на цель благодаря использованию бортовой бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в составе ракеты в условиях ограниченного сектора сканирования антенн СНР, как обладающий невысокой ресурсозатратностью разработки и внедрения по сравнению с некоторыми другими вариантами решения данной проблемы.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Задачей данной работы являлось повышение устойчивости захвата и сопровождения зенитной управляемой ракеты (ЗУР) в условиях ограниченных пространственных размеров рабочего сектора сканирования приемных антенн станции наведения ракет (СНР).

Актуальность данной работы обусловлена в первую очередь ограниченными возможностями некоторых зенитно-ракетных комплексов (ЗРК) с радиокомандным наведением, которые, помимо невысокой помехозащищенностью радиолокационных каналов визирования цели и ракеты, имеют ограниченный размер пространственного сектора устойчивого захвата, сопровождения и наведения ракеты, составляющий величину порядка 9...12 градусов. Особенно сильно данное ограничение проявляется при обстреле скоростной или маневрирующей цели, движущейся с большими угловыми скоростями относительно СНР.

Для решения задачи в данной работе предполагалось использовать в составе ракеты бесплатформенную инерциальную навигационную систему. Эффективность применения данного решения исследовалась с помощью программной имитационной модели зенитной управляемой ракеты, реализованной на языке С. По результатам анализа численных экспериментов было установлено повышение качества процесса наведения ракеты на цель в результате применения БИНС. Так, среднеквадратическое отклонение промаха ракеты удалось снизить в 3-4 раза, а математическое ожидание уменьшить более чем в 10 раз. Особенно актуальным это является при наведении на маневрирующую цель. Также было установлено снижение математических ожиданий (в 2-3 раза) и среднеквадратических отклонений (в 1.5-2 раза) поперечных ускорений. Это обусловило более медленный спад абсолютного значения вектора скорости ракеты (на 1-2%). Таким образом, зенитная управляемая ракета в момент приближения к цели способна располагать большими производимыми ускорениями, что увеличивает шансы успешного поражения маневрирующей цели.

Некоторые результаты данных исследований были опубликованы в сборниках таких научных конференций как «Современные проблемы радиотехники и телекоммуникации, РТ-2015» и «52-ая научно-техническая конференция аспирантов, магистрантов и студентов БГУИР».

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Численные эксперименты были реализованы таким образом, чтобы исследовать и сравнить результаты наведения ракеты на цель при отсутствии БИНС в составе системы управления ракетой и при ее наличии. Сравнение проводилось для случая с ограничением сектора сканирования антенн СНР величиной  $\phi_a = \pm 0.1$  радиан от линии визирования цели. Функционирование системы наведения исследовалось для двух типов траекторий движения цели. Первая траектория представляла собой равномерное прямолинейное движение цели в направлении СНР. Вторая траектория до некоторого момента времени повторяла первую, после чего производила маневр типа «змейка» в вертикальной плоскости. Маневр цели вызывает возмущения в контуре наведения ракеты, что приводит к стремлению метода наведения парировать изменение в движении цели по мгновенным оценкам изменения траектории последней. Это вызывает большие затраты ускорений ракеты, что приводит к росту индуктивного сопротивления и, как следствие, снижению скорости ракеты.

Измерители координат ракеты и цели моделировались в виде формирующих узкополосных фильтров, через которые пропускались соответствующие координаты ракеты и цели, полученные в результате моделирования уравнений движений. Параметры этих фильтров выбирались исходя из результатов предварительно проведенных моделирований следящих измерителей координат, не вошедших в данную работу.

Эффективность работы метода наведения оценивалась главным образом по величине промаха ракеты, который представляет собой минимальное расстояние между ракетой и целью, достигаемое в процессе наведения ракеты на цель, и определяется в картинной плоскости, проходящей через ракету и цель перпендикулярно относительной скорости их движения.

По результатам моделирования наведения ракеты на неманеврирующую цель без коррекции параметров движения ракеты по информации от БИНС было установлено, что процесс наведения ракеты происходил довольно «жестко», то есть с большими затратами ускорений ракеты и значительными углами атаки и скольжения на маршевом участке полета. Так как ракета встреливалась в упрежденную точку встречи, то большую часть своего пути она двигалась за пределами сектора сканирования антенн СНР. Это приводило к тому, что координаты ракеты на выходе измерителя координат оказывались очень зашумленными, что практически исключает функционирование реальной подобной ракетной

системы и приводит к срыву сопровождения ракеты. Также хорошо просматривалась значительная величина мгновенного промаха ракеты практически на всем участке полета, за исключением последних двух-трех секунд полета ракеты перед встречей с целью.

При моделировании наведения ракеты на неманеврирующую цель с коррекцией параметров движения ракеты по информации от БИНС было выявлено уменьшение затрачиваемых ракетой нормальных ускорений в процессе полета, что особенно хорошо просматривалось на начальном и среднем участках траектории, несмотря на то, что ракета по-прежнему большую часть пути находится за пределами сектора сканирования антенн (это означает, что оценка координат ракеты производилась за счет получаемых с борта ракеты данных БИНС). В полученных результатах было видно существенное снижение флуктуаций проекций мгновенного промаха по сравнению с моделью, не использующей БИНС.

Результаты моделирования наведения ракеты на маневрирующую цель без коррекции параметров движения ракеты по информации от БИНС, как и в случае моделирования наведения ракеты на неманеврирующую цель, наведение также происходило крайне «жестко», с еще большими затратами ракетой ускорений и более сильными флуктуациями мгновенного промаха ракеты.

Моделирование аналогичной ситуации в случае использования БИНС позволило улучшить качество наведения. По результатам было установлено уменьшение нормальных ускорений, затрачиваемых ракетой, а также снижение флуктуаций мгновенного промаха ракеты на всем участке полета.

Работа алгоритмов наведения ракеты оценивалась математическими ожиданиями и среднеквадратическими отклонениями следующих пяти параметров ракеты в точке ее пролета мимо цели:  $y$  и  $z$  компонент мгновенного промаха,  $y$  и  $z$  компонент поперечных ускорений, модуля вектора скорости. В статистической обработке каждого варианта реализации эксперимента использовалась выборка из ста численных имитаций. Значения поперечных ускорений и модуля скорости в точке встречи ракеты и цели позволяют оценить затраты располагаемых ускорений. Так, значительные поперечные ускорения на маршевом участке приводят к более быстрому снижению скорости ракеты за счет увеличения тангенциального сопротивления, что свидетельствует о необходимости улучшения алгоритма наведения. В наиболее худшем варианте ракете может не хватить располагаемых ускорений для парирования маневра цели в момент их сближения, что не позволит поразить цель.

Библиотека БГУИР

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследования проводились с помощью разработанной на языке С программной модели комбинированного радиокомандно-инерциального контура наведения ЗУР на цель. В работе главным образом исследовались временные зависимости таких параметров контура наведения, как: координаты и скорости ракеты и цели, компоненты ускорений ракеты, углы вектора скорости ракеты и их производные, углы атаки и скольжения ракеты, углы линии визирования ракеты и цель и их производные, угол места и азимут ракеты, относительно цели, отклонение ракеты от линии визирования цели, мгновенный промах ракеты. Эффективность работы алгоритма наведения осуществлялась по результатам статистического анализа таких важнейших параметров, как нормальных к вектору относительной скорости компонент мгновенного промаха ракеты и нормальных к продольной оси компонент ускорений ракеты.

Из результатов численных экспериментов можно заключить, что в случае использования БИНС при наведении на неманеврирующую цель СКО промаха ракеты снизились в 4-5 раз, а МО уменьшились более чем в 10 раз. МО поперечных ускорений ракеты уменьшились в 3-4 раза, а СКО снизились в 2 раза. При наведении на маневрирующую цель в случае использования БИНС были получены схожие результаты. Так, МО промаха ракеты уменьшились в 4-5 раз, а СКО снизились в 3-4 раза. МО поперечных ускорений ракеты уменьшились в 2-3 раза, а СКО снизились в 1.5 раз. По результатам также было установлено, что при использовании БИНС статистические характеристики модуля вектора скорости ракеты существенно не изменились.

Бесплатформенные измерители параметров движения, работающие по принципу интегрирования ускорений, снимаемых с датчиков линейных ускорений обладают высокой надежностью ввиду малого количества (в некоторых вариантах – полного отсутствия) подвижных частей, низкой стоимостью и малыми размерами. Интегрированные БИНС способны выдерживать значительные перегрузки и работают в широком диапазоне температур, позволяя им работать в составе ракет самого разного назначения. Их использование в составе существующих зенитных управляемых ракет позволяет значительно расширить возможности зенитно-ракетного комплекса при невысокой стоимости внедрения.

## Список публикаций соискателя

1-А. Легкоступ, В.В. Общий анализ комбинированных систем радиоуправления зенитными управляемыми ракетами с командным наведением / В.В. Легкоступ // Современные проблемы радиотехники и телекоммуникаций «РТ - 2015»: материалы 11-й междунар. молодежной науч.-техн. конф., (Севастополь, 16 — 20 ноября 2015 г.) / Севастоп. гос. ун-т; под ред. А. А. Савочкина. — Севастополь: Изд-во СевГУ, 2015. — 256 с.

2-А. Легкоступ, В.В. Математическая модель системы наведения зенитной управляемой ракеты с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы / В.В. Легкоступ // Современные проблемы радиотехники и телекоммуникаций «РТ - 2015»: материалы 11-й междунар. молодежной науч.-техн. конф., (Севастополь, 16 — 20 ноября 2015 г.) / Севастоп. гос. ун-т; под ред. А. А. Савочкина. — Севастополь: Изд-во СевГУ, 2015. — 256 с.

3-А. Легкоступ, В.В. Модель перехвата цели зенитной управляемой ракетой с радиокомандно-инерциальным наведением / В.В. Легкоступ // 52-ая научно-техническая конференция аспирантов, магистрантов и студентов БГУИР.