**Признаки радиолокационного распознавания противорадиолокационных ракет и их носителей**

**1. Противорадиолокационная ракета – поражающий элемент высокоточного оружия, как новый тип цели для поражения войсковым ЗРК «Бук-М1»**

**1.1 Современное состояние масштабов и характера противоборства средств огневого подавления и ПВО**

Способы действия авиации по преодолению системы ПВО непрерывно совершенствуются и насыщаются новыми элементами по мере поступления на вооружение новых средств борьбы с летательными аппаратами. Многие из них прошли проверку в локальных войнах, отвергались боевой практикой или получили право на дальнейшее существование. Следует отметить, что в 80–90 годы термин «подавление» системы ПВО постепенно вытеснил использовавшийся ранее более широкий термин «преодоление». Под «подавлением» системы ПВО понимается действия войск по уничтожению, нейтрализации или временному нарушению работы средств ПВО противника путем нанесения огневых ударов, применение РЭС подавления или сочетания огневого и радиоэлектронного воздействия.

По опыту борьбы авиации с современной ПВО в настоящее время определились три основных способа: уклонения, нейтрализация и подавления. Уклонение объединяет тактические приемы преодоления ПВО без применения систем оружия и постановки помех. Главными из них являются: использование малых и предельно малых высот, обход зон поражения ЗРК, выполнение противозенитного, противоракетного и противоистребительного маневров.

Нейтрализация – воспрещение боевой работы ЗРК без использования огневого воздействия по ним. Это, прежде всего, постановка активных и пассивных помех, затрудняющая обнаружение, выработку точных данных РЛС наведения ЗУР.

Способы преодоления ПВО, не связанные с применением оружия, не всегда были эффективными для беспрепятственного выхода ударных групп к назначенным целям. Требовались более эффективные способы преодоления ПВО – ее подавление, т.е. применение средств поражения класса «воздух-земля», специально предназначенных для уничтожения РЭС ПВО.

Теоретические разработки проблемы подавления системы ПВО базируются на техническом оснащении боевой авиации. Основными направлениями повышения боевой эффективности авиационных средств огневого подавления объектов ПВО в настоящее время являются:

– повышение эффективности тактической авиации за счет использования нового бортового оружия и поражающих элементов ВТО;

– увеличение дальности применения бортового вооружения и поражающих элементов ВТО;

– повышение эффективности тактической авиации по поражению основных средств ПВО за счет уменьшения времени их вскрытия и увеличении достоверности их распознавания;

– уменьшение наряда самолетов на поражение одной типовой цели за счет более широкого применения поражающих элементов ВТО класса «земля-земля» и увеличении точности их наведения;

– уменьшение эффективной отражающей поверхности пилотируемой авиации.

Планируемые количественные и качественные показатели роста боевой эффективности авиационных средств огневого подавления вероятного противника на ближайшее десятилетие приведены в приложении на рисунке1 и таблице 1.

Важным этапом в развитии СВН стало создание управляемого бортового оружия. Его развитие, совершенствование систем наведения, комплексирование воздушных поражающих элементов с внешними системами разведки и управления привели к созданию оружия качественно новыми свойствами – высокоточного оружия. Предлагаемая классификация ВТО в приложении на рисунке 2.

Таким образом, ВТО – это система вооружения, в которой сохраняется информационный контакт системы наведения поражающего элемента с целью от момента ее обнаружения до поражения с вероятностью не ниже 0,5.

Разработка и принятие на вооружение вероятным противником ВТО привели к изменению взглядов на ведение противовоздушного боя и операции. Появились новые формы оперативного и боевого применения средств воздушного нападения: воздушно – наземная операция, глубокое поражение вторых эшелонов, массированный удар поражающими элементами ВТО, увеличение интенсивности огневого воздействия СВН противника по войскам и объектам ПВО и др.

Анализируя стратегию и тактику действия СВН против ПВО в последних вооруженных конфликтах необходимо отметить, что противник в полной мере реализует принципы массированного применения авиации и поражающих элементов ВТО на главных направлениях. Так, операция «Буря в пустыне» 17 января 1991 года началась именно с нанесения массированного удара крылатыми ракетами морского базирования «Томахок» двумя залпами по 50 ракет по объектам ПВО Ирака. Между массированными авиационными ударами периодически осуществлялись пуски КРМБ по 2–10 и более ракет в залпе.

Реализуя принципы массированного применения и непрерывности воздействия по войскам и объектам на всей глубине оперативного построения за трое суток авиация многонациональных сил выполнила 7 массированных ударов, совершив более 4500 боевых самолетовылетов. Продолжительность каждого массированного ракетно-авиационного удара достигала от 2 до 7 часов. Максимальная глубина боевой задачи ударных группировок достигала до 250 км и более. Оперативное построение сил включало следующие эшелоны: подавление системы ПВО и два ударных. Общее количество СВН в ударе достигало до 600 самолетов. Эшелонированное тактическое построение смешанных групп имело следующий состав: 4 истребителя F-15, 4 самолета F-4G» Уайлд Уизл», 8–12 тактических истребителей F-16. Удаление между самолетами в группе составляло:

* дистанция – 0,2 – 0,4 км;
* интервалы – 0,2 км.

Распределение усилий тактической авиации по высотам осуществлялось в зависимости от выполняемых ею задач.

Для проведения демонстративных действий с целью отвлечения на себя части сил и средств ПВО Ирака, вынуждая его включать РЛС, тем самым создавая условия для вскрытия радиоэлектронной обстановки, МНС использовали специальные группы из 2–4 самолетов и беспилотные ложные цели типа AN/ADM-141 TALD.

По взглядам военных экспертов НАТО, наиболее распространенным способом в тактике преодоления системы ПВО противника является по-прежнему полет на предельно малой и малой высотах с огибанием рельефа местности до рубежей обнаружения НЛЦ средствами ПВО с околозвуковой скоростью полета, обеспечивающей наилучшую маневренность.

При подавлении Иракской ПВО основную роль в уничтожении радиотехнических средств и систем ПВО сыграли американские ПРР AGM-88A, B HARM и ПРР Великобритании ALARM. В ряде работ отмечается, что при подавлении средств ПВО Ирака было задействовано свыше 100 ПРР ALARM.

Пуски ПРР осуществлялись на дальностях от 8 до 100 км, на высотах полета от 800 до 6000 м при горизонтальном полете с последующим кабрированием. Носители ПРР, как правило, находились в головной группе боевого порядка или в группах, предназначенных для подавления средств ПВО.

В соответствии с боевыми уставами ВВС США экипаж ударного самолета, обнаруживший функционирующее средство ПВО противника должен был его уничтожить своим вооружением даже ценой невыполнения основной задачи на вылет.

При обеспечении действий тактической авиации первому эшелону налета может предшествовать удар ДПЛА и БЛА. Основными задачами которого являются подавление и уничтожение ранее разведанных РЭС, вскрытие группировки и дезинформация ПВО противника. С этой целью с их помощью производится разведка РЭС, создание ложных целей, пассивных и активных помех, доставка в районы узлов связи и позиций ЗРК забрасываемых передатчиков помех, а также уничтожение РЭС с использованием ПРР или путем самонаведения на них. В последнем случае ДПЛА применяются по заранее намеченному району предполагаемой дислокации как стационарных, так и мобильных РЛС. Необходимый наряд ДПЛА определяется из расчета 1–2 ДПЛА на одну РЛС-цель и не более 4–8 ДПЛА на один пункт управления ПВО.

Реализация противником вышеизложенных принципов ведения противовоздушного боя и операции с новыми формами оперативного и боевого применения СВН приведет к массовому выводу из строя вооружения войсковой ПВО. Прогнозирование ожидаемых масштабов и характера действия основных поражающих элементов ВТО, согласно позволяет предположить, что в первых массированных ракетно-авиационных ударах в полосе обороны армии первого эшелона группировки войск фронта можно ожидать 60–80 стратегических крылатых ракет, 12-16 оперативно-тактических баллистических ракет, до 50 дистанционно – пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, и до 280 противорадиолокационных ракет различного типа.

Проведенные исследования и расчеты по прогнозированию потерь дивизий первого и второго эшелона армии показывают, что уже после первого вылета тактической и армейской авиацией противника дивизия первого эшелона может потерять до 40% своего боевого состава еще до атаки переднего края ее обороны сухопутными частями, а для дивизии второго эшелона армии возможные потери могут составить 20–25% от ее боевого состава. Основной ущерб группировке наносится именно поражающими элементами ВТО и после 2–3 ударов войска армии практически теряют свою боеспособность.

Проведенные исследования и расчеты по прогнозированию потерь вооружения и военной техники войсковой ПВО армейского звена системы ПВО фронта показывают, что в результате массированного удара с применением современных поражающих элементов ВТО их потери могут достигать таких значений которые могут привести к срыву оборонительной операции. Эффективность армейских средств войсковой ПВО по борьбе с крылатыми и баллистическими ракетами, управляемыми ракетами различного назначения при отражении первого массированного удара составляет 4–6% уничтоженных в ударе целей.

Анализ результатов моделирования позволил определить:

– общее количество потерь ВВТ в ходе операции в процентах к исходному количеству;

– количество потерь ВВТ за первые сутки операции;

– структуру повреждений ВВТ;

– распределение поврежденных образцов ВВТ по суткам операции.

Обобщенные данные по потерям ВВТ системы ПВО армии приведены в приложении таблице 2.

Общее количество вышедшего из строя ВВТ ЗРбр «БУК» за операцию составляет:

– для армии первого эшелона – 83,3%;

– для армии второго эшелона – 79,1%;

– в первый день операции для армии первого эшелона – 58,3%;

– в первый день операции для армии второго эшелона – 33,3%.

Распределение потерь основных образцов ВВТ Зрбр «БУК» по степеням повреждений и по дням операции представлены приложении в таблице 3.

Анализ результатов моделирования позволяет сделать вывод, что «…приемлемая ситуация, когда в одном вылете тактическая авиация понесет 3–5% потерь при потерях войск ПВО 20–25%» будет нарушена».

Таким образом, подавление системы ПВО является важнейшим составным элементом операций, проводимых ВВС, успешное выполнение которых позволит решить задачи войны в целом.

Анализ результатов применения средств войсковой ПВО по борьбе с аналогами новых типов воздушных целей при боевых стрельбах на государственном полигоне свидетельствуют, что имеющиеся на вооружении ЗРК и ЗРС имеют ограниченные возможности по обнаружению и поражению воздушных элементов ВТО. Причина несоответствия их возможностей требованиям борьбы с большим количеством малоразмерных разнотипных поражающих элементов ВТО заключается, прежде всего, в том, что оперативно-тактические и технические требования к современным ЗРК разрабатывались за 10 -15 лет до принятия их на вооружение. И в то время существовала концепция, что борьбу с управляемым оружием можно вести только путем поражения его носителей до рубежей пуска управляемых ракет и авиационных бомб. Так, например, войсковой ЗРК 9К37М1» БУК-М1» разрабатывался с 1974 года и поступил на вооружение только в 1985 году как армейское средство ПВО «…для борьбы с скоростными, маневрирующими аэродинамическими целями и крылатыми ракетами в условиях массированного налета и интенсивного радиопротиводействия противника, а также с вертолетами огневой поддержки, в том числе зависающими на предельно малых высотах». Все расчеты при разработке велись для целей с ЭОП более 0,3 м2, а практические испытания при принятии на вооружение проводились для АЦ – по мишеням ЛА-17 и М-21 с ЭОП равной 1 м2, для КР типа АЛКМ – по мишеням РМ–217У, РМ–217МВ, МВ – 1 и для ВОП – по мишени с ЭОП и уязвимостью вертолета типа МИ-4.

Появление ВТО, использование его как высокоэффективного средства поражения войск на поле боя, при выдвижении и в районах расположения требует принятия ответных мер, заключающихся в соответствующем развитии средств ПВО. Учитывая, что значительное количество новых типов поражающих элементов ВТО и воздушных целей предназначено для борьбы со средствами ПВО, выполнение боевой задачи ЗРК «БУК-М1» достигается в основном уничтожением в первую очередь самолетов – носителей этих средств. Поражение самих ракет в полете возможно только с места и в степени готовности №1, а в большинстве случаях – только в режиме автономной работы СОУ в ответственных секторах.

Поражающий элемент ВТО – ПРР, является наиболее опасной и сложной целью, так как параметры траектории полета характеризуются большими диапазонами дальности пуска, высоты, углов подлета к РЛС – цели. Высокая скорость, небольшие геометрические размеры, низкая уязвимость и маленькое значение ЭОП ракет позволяют их отнести к классу опасных целей и подлежащих к первоочередному уничтожению. Своеобразный вид траектории полета ПРР приводит к тому, что цель может быть обнаружена СОЦ 9С18М1 тогда, когда углы пикирования не превышают предельно возможные углы обнаружения для РЛС в режимах «Противосамолетная оборона» – 40 град и «Противоракетная оборона» – 55 град на дальностях не превышающих 40–45 км. Проведенные исследования и расчеты с использованием ПРР типа «Шрайк» показывают, что обнаружение ПРР в полете РЛС сантиметрового диапазона из-за незначительной ЭОП на экранах РЛС практически невозможно. Отделение ПРР от самолета – носителя обычно наблюдается на экранах индикаторов при сопровождении носителя и работе приемной системы в режиме «Ручного усиления». При этом дальность обнаружения момента отделения ПРР от носителя не превышает 25–30 км.

Проведенные полигонные испытания войскового ЗРК «БУК-М1», доработанного с целью повышения ТТХ свидетельствуют, что вертикальное сечение зоны поражения комплексом ПРР типа «Харм» ограничена:

* по высоте от 0,1 до 15 км;
* по дальности от 3 до 15–20 км;
* по курсовому параметру до 13–15 км.

Вероятность поражения ПРР в пределах указанной зоны составляет 0,5–0,6. Вертикальное сечение зоны поражения ЗРК «БУК-М1–2» ПРР типа «Харм» приведено на рисунке 3.

Приведенные параметры зоны поражения справедливы для стрельбы ЗРК в беспомеховой обстановке, а в помеховой обстановке максимальная дальность стрельбы сокращается до 5,7–11 км.

Основой защиты СОУ от ПРР в настоящее время является максимальное использование пассивных режимов обнаружения и сопровождения воздушных целей – телевизионно-оптического визира. Результаты практических исследований показывают, что использование ТОВ с 12-ти кратным увеличением при условии дальности метеорологической видимости равной 20 км, обеспечивается обнаружение и сопровождение ПРР типа «Харм» в зависимости от высоты полета и курсового параметра на дальностях до 4,3 – 7,2 км.

Наиболее рациональной является стрельба СОУ с минимальным временем излучения СВЧ энергии, т.е. максимальное использование режима защиты СОУ от воздействия ПРР при автономной работе двух СОУ и при выдаче ЦУ с КП.

Анализ возможностей систем ВТО вероятного противника показывает, что время его реакции по средствам ПВО составляет 2–5 мин. Исходя из этого, для повышения живучести необходимо стремиться к тому, чтобы расчеты СОУ были подготовлены сразу же после пуска ЗУР, пролета самолета-разведчика сменить СП. Максимальное время оставления СП не должно превышать 2–3 мин. В этом случае целесообразно периодически производить смену СП путем использования маневра СОУ с включенной аппаратурой. За время 3–5 мин СОУ способна с включенной аппаратурой, но без излучения переместиться со скоростью не более 8–10 км/ч на достаточно безопасное расстояние.

Вышеперечисленные способы борьбы с ПРР ЗРК «БУК-М1» не позволяют эффективно бороться с ними. Следовательно, возникает необходимость в поиске путей и способов повышения эффективности борьбы с поражающими элементами ВТО для ЗРК «БУК-М1» или проблему борьбы для этого ЗРК необходимо рассматривать как проблему его защиты, исключения или максимального ослабления его воздействия.

Повышение эффективности борьбы с ПРР различных типов ЗРК «БУК-М1» возможно за счет совершенствования вооружения, совершенствование способов боевого применения существующего вооружения и повышения уровня обученности боевых расчетов. Проведенные исследования и расчеты показывают, что вклад этих направлений в повышении эффективности борьбы с поражающими элементами ВТО до уровня противосамолетной распределяются следующим образом:

1. Модернизация состоящих на вооружении боевых средств ЗРК – до 50%;
2. Совершенствование способов боевого применения ЗРК – до 20%;
3. Совершенствование способов боевой работы расчетов СОУ – до 20%;
4. Повышение уровня обученности и слаженности всех расчетов боевых средств ЗРК – до 10%.

Учитывая, что защиту РЭС от ПРР можно обеспечить поражением самих ракет и их носителей, подавлением радиопомехами систем наведения ПРР, изменением режимов работы защищаемых средств возникает закономерная необходимость подробного изучения их боевых возможностей и способов применения.

**1.2 Анализ боевых возможностей и способов применения некоторых типов ПРР при подавлении системы ПВО**

Значительную роль в реализации задач по огневому поражению наземных и корабельных РЛС противника зарубежные специалисты отводят ПРР. Основные характеристики поражающих элементов ВТО с пассивными радиолокационными системами наведения некоторых иностранных государств и Российской Федерации приведены в таблице 3.

Основным их преимуществом в сравнении с другими средствами воздействия является то, что они вызывают не временное прекращение работы РЛС, как в случае применения РЭС подавления, а приводят к их уничтожению или значительному повреждению. Это обусловило появление противорадиолокационных управляемых ракет типа AGM-45A «Шрайк» с пассивным самонаведением на луч РЛС. ПРР принята на вооружение авиации ВВС и ВМС США в 1964 году и имеет 12 модификаций. Всего было поставлено более 24 тыс. таких ракет. Только во Вьетнаме было использовано более 5 тыс. ракет «Шрайк». Эти ПРР активно использовались израильской авиацией на Ближнем Востоке, в период англо-аргентинского конфликта из-за Фолклендских островов и для подавления ливийских ЗРК. Дальность пуска ПРР «Шрайк» зависит от высоты полета носителя и находится в пределах 7–85 км. Высота, с которой в основном осуществлялись пуски ракет «Шрайк», составляла 2,5–3,5 км. Нижняя граница зоны пуска для дозвукового носителя составляет 200 м, для сверхзвукового – 500 м. Средняя скорость полета ПРР составляет 400–600 м/с. При скорости самолета – носителя 450 м/с скорость полета ПРР достигает до 1000 м/с. Траектория полета и используемый метод наведения зависят от расстояния между точкой пуска и объектом удара, высоты точки пуска и характера движения объекта удара. При пусках ПРР с больших расстояний наведение производится по траектории, близкой к баллистической. Угол пикирования на цель может составлять от 10 до 60 град, а располагаемые перегрузки – с 3 до 10 – кратных величин.

Значительная мощность излучения, ограниченные возможности по использованию спектра электромагнитного излучения в РЛС, слабая стойкость к воздействию поражающих факторов боеприпасов, а также отсутствие специальных мер защиты от самонаводящегося оружия обусловили довольно высокую эффективность ПРР «Шрайк» на начальном этапе боевого применения.

На ракете устанавливались взаимозаменяемые боевые части трех типов, имеющие одинаковые габариты и вес 66 кг. При подрыве осколочно-фугасных боевых частей образуется около 20 тыс. осколков, обеспечивающих угол разлета около 40 градусов, с радиусом поражения примерно 15–20 м. Сигнальная боевая часть может снаряжаться белым фосфором. В момент его срабатывания образуется белое облако, которое является своеобразным ориентиром для осуществления бомбометания другими самолетами.

Для подавления ЗРдн с помощью ПРР «Шрайк» по каждому ЗРК пускались 2–4 ракеты под прикрытием ответно-импульсных активных шумовых помех. Самолеты – постановщики помех в момент пуска ракет находились на дальности, исключающей воздействие помех на канал разведки и пассивную радиолокационную головку самонаведения.

Опыт боевого применения этих ракет в локальных войнах показал их относительно низкую эффективность. Так, вероятность срыва боевой работы ЗРК при нанесении по ним ударов за 1965–1972 гг. составило: бомбами – 0,5, ракетами «Шрайк» – 0,19. В результате серьезных недостатков и относительно низкой эффективности боевого применения ПРР «Шрайк» была снята с производства.

С 1966 года началась разработка более эффективной ПРР AGM-78 «St. ARM», которая была принята на вооружение в 1968 году и является ПРР второго поколения. Расширение частотного диапазона работы ГСН в ракете модификации AGM-78B и установка устройства запоминания координат РЛС-цели прекратившей излучение в ракете модификации AGM-78D способствовали повышению возможности ракеты в борьбе против РЛС противника. Ракета оснащена мощной осколочно-фугасной боевой частью массой 150 кг, подрыв которой производится контактным или неконтактным радиовзрывателем и наибольший эффект достигается при подрыве на высоте 15–20 м над целью. При этом радиус разлета ее осколков кубической формы с ребром длиной 10 мм, составляет около 600 м. Данная боевая часть обеспечивает поражение техники на расстоянии до 150 м, а живой силы – до 500 м. При наземном взрыве образуется воронка диаметром около 5 м. В промежуточном отсеке ракеты устанавливается сигнальный заряд, после подрыва которого образуется дымовое облако являющееся ориентиром для осуществления бомбометания другими самолетами. Всего в авиационные части США было поставлено около 3 тыс. ракет, основными носителями которых являются самолеты F-4E, A-6A, F-105F. Данная ПРР применялась США в боевых действиях в Юго-Восточной Азии и израильтянами против сирийских ЗРК в долине Бекаа в Ливане. В связи с относительно малой скоростью, отсутствием ГСН с достаточно широким диапазоном частот, а также сложностью конструкции и дороговизной ракета «St. ARM» со второй половины 1976 года снята с производства.

Для пополнения арсенала ПРР в США в начале 70-х годов разработана тактическая высокоскоростная ракета AGM-88A HARM и самолетное оборудование для ее применения. Ракета относится к ПРР второго поколения и предназначена для поражения РЛС работающих в режимах импульсного и непрерывного излучения, оснащена пассивной РГСН, масса которой 20 кг, работающей в широком диапазоне частот и имеющее запоминающее устройство координат РЛС-цели в случае прекращения излучения.

В памяти вычислительного устройства ракеты хранятся эталоны сигналов РЛС противника, что позволяет быстро идентифицировать цель, вести селекцию радиолокационных сигналов, иметь меньшее время реакции. В ракете располагается бесплатформенная инерциальная система наведения, обеспечивающая достаточную точность наведения ракеты, даже в случае прекращения работы РЛС-цели. Среднеквадратичный промах ПРР при наведении на РЛС, излучающую без паузы составляет 6–8 м.

ПРР HARM выполнена по аэродинамической схеме «поворотное крыло», максимальные нормальные перегрузки могут составлять до 15 единиц при наведении по методу пропорциональной навигации. Твердотопливный, бездымный реактивный двигатель с двухступенчатой тягой обеспечивает скорость полета ракеты до 3–4 М. Она оснащена осколочно-фугасной боевой частью относительно небольшой массы и неконтактным лазерным взрывателем, с помощью которого определяется высота подлета ракеты и с учетом конкретного типа подавляемой РЛС обеспечивается оптимальный разлет осколков кубической формы размером около 5 мм из вольфрамового сплава. Момент подрыва выбирается из условий максимального накрытия цели осколками. ПРР HARM предназначена для вооружения самолетов ВВС и ВМС США А-6Е, ЕА-6В, А-7Е, F-4G, F-16B, F-16C, F-18, F-14, F-15, F/A-18. Программа закончена в 1993 году. Всего в арсенале 32 тыс. штук, является самой представительной и основной ПРР в авиации США на следующее десятилетие. Данная ПРР использовалась в боевых действиях для подавления ливийских ЗРК и Иракской ПВО. Так при подавлении ливийских ЗРК с самолетов F/A-18 было осуществлено более 30 пусков ракет с удаления около 96 км.

Предусмотрены три режима применения ПРР HARM.

Режим самозащиты. Он реализуется только для ракеты в модификации AGM-88A с помощью самолетной системы оповещения о радиолокационном облучении, анализирующей и классифицирующей все получаемые радиолокационные сигналы по степени угрозы, выбирая наиболее важные РЛС-цели. Параметры сигналов РЛС одновременно передаются летчику и на ракету. О готовности к пуску летчик получает сигнал с борта ракеты, а после пуска может развернуться и выполнять другую задачу.

Режим действия по незапланированным, внезапно обнаруженным целям. Он реализуется с использованием системы радиотехнической разведки самолета, которая обнаруживает сигналы РЛС, классифицирует их и определяет степень угрозы. Данные обнаружения РЛС-цели, в том числе и прекративших излучение, выдаются на индикатор в кабине летчика, являющийся частью системы управления ПРР. Цель выбирает летчик, после чего осуществляется пуск. Для боевого применения в первых двух режимах разработана ракета модификации AGM-88B.

Режим действия по предварительно выбранным целям в заданном районе. Он реализуется путем ввода в бортовую систему радиотехничекой разведки ракеты предварительных данных подавляемых РЛС и ставится задача ее поиска и уничтожения. Ракета запускается в район РЛС-цели и в ходе полета производит автономный поиск и обнаружение всех излучающих РЛС, а также захват РЛС-цели с заранее заданными характеристиками. Если сигналы такой РЛС-цели не обнаруживаются, то захватывается наиболее важная цель и производится наведение на нее в этом режиме ракет модификации AGM-88C. Пуск осуществляется с дальности 70–75 км.

Варианты боевого применения ПРР HARM приведены на рисунке 3.

ПРР ARMAT создана на базе устаревшей французской ПРР «Мартель» и принята на вооружение 1984 году для подавления неподвижных и карабельных РЛС ПВО. Дальность пуска составляет от 70 до 120 км. Пассивная РГСН обеспечивает наведение ракеты на РЛС, работающей в режиме «мерцание» и использующей другие методы защиты от средств РЭБ. Угол пикирования ракеты на РЛС более 80 град, что позволяет исключить прием переотраженных зондирующих сигналов от поверхности земли.

ПРР AGM -122A SADARM предназначена для поражения работающих РЛС войсковых ЗРК противника с дальности до 8 км. Принята на вооружение в 1987 году. В качестве ностителей новой ПРР могут использоваться вертолеты АV-8B и AH-1J. Стартовая масса ракеты 91 кг, максимальная скорость полета до 1,3М. ПРР оснащена боевой частью массой 10,2 кг осколочного типа. Точность стрельбы менее 6 м.

В 1991 году на вооружение ВВС стран НАТО была принята ПРР ALARM совместного производства США и Великобритании, для оснащения самолетов «Торнадо», «Си Харриер», «Хок» и вертолета «Линкс». Ракета оснащена твердотельной широкодиапазонной противорадиолокационной ГСН с аппаратурой программного управления, в которую вводятся характеристики РЛС противника и имеет собственный радиолокационный обнаружитель цели. Очередность поражения целей зависит от выполняемой задачи и типов средств ПВО, ее можно менять перед взлетом самолета-носителя. Наиболее важным узлом в ракете считается блок управления выполнением боевой задачи, позволяющий выбирать траекторию полета.

Ракета ALARM функционирует в двух основных режимах: непосредственный пуск по цели и захват цели на траектории при спуске с раскрытым парашютом. Пуск ракеты в первом режиме осуществляется непосредственно в направлении РЛС-цели, находящейся в зоне прямой видимости, с предварительным ее захватом РГСН или без захвата.

Вариант боевого применения ПРР АLARM при пуске непосредственно в направлении РЛС-цели приведен на рисунке 4.

Пуск ракеты в втором режиме производится в условиях отсутствия прямой видимости РЛС-цели при нахождении самолета-носителя на малой высоте. После пуска ракета в соответствие с программой набирает заданную высоту, обеспечивающую увеличение дальности обнаружения РЛС-целей. После набора высоты двигатель отключается и раскрывается парашют, с помощью которого ракета может планировать около двух минут до повторного включения РЛС-цели. В процессе медленного снижения РГСН ракеты осуществляет поиск работающих РЛС противника. При захвате цели РГСН парашют отстреливается и ПРР, запустив двигатель, наводится на цель. Если цель прекращает излучение, то ПРР удерживается на курсе с помощью блока наведения бортовой инерциальной системы навигации.

Вариант боевого применения ПРР ALARM при ее пуске в случае нахождения самолета – носителя на малой высоте приведен на рисунке 5.

На конечном участке траектория ПРР АLARM является практически вертикальной, что уменьшает ошибки наведения из-за переотражений сигналов РЛС-цели от местных предметов. Ракета оснащена осколочной боевой частью, подрываемой на определенной высоте над РЛС-целью. Подрыв боевой части производится с помощью неконтактного лазерного взрывателя.

ПРР – БЛА AGM-136A «ТЭСИТ РЕЙНБОУ» предназначена для поражения работающих РЛС противника с дальности более 90 км. С 1990 года проходит полигонные испытания. Стартовая масса ракеты 480 кг. ПРР оснащена боевой частью массой 45 осколочно-фугасного типа. Точность стрельбы менее 10 м. После пуска ракета выполняет полет по маршруту и осуществляет поиск цели самостоятельно в ходе патрулирования над территорией противника в соответствии с заданной программой. В качестве носителя новой ПРР могут использоваться в основном стратегические бомбардровщики В-1В, В-2А, В-52. Например, специально оборудованный стратегический бомбардировщик В-52 может нести до 30 ПРР на трех пусковых установках барабанного типа. Вариант боевого применения ПРР – БЛА «ТЭСИТ РЕЙНБОУ» по РЛС-цели приведен на рисунке 6.

ДПЛА типа BGM-34B, C, «Локаст», «Пейв – Тайгер» относятся к классу «ударные» – носители ПРР типов «Шрайк» и «Мейверик». Они могут поражать РЛС не только с помощью этих ПРР, но и путем самонаведения на нее. В этом случае ДПЛА применяются по заранее намечанному району предполагаемой дислокации РЛС. Для этого в систему наведения ДПЛА вводятся однозначно характеризующие РЛС данные и программа полета, обеспечивающая его вывод в район барражирования. Максимальная дальность полета может достигать 1200–1300 км. В намечанном районе ДПЛА барражирует на высоте 2 -4 км, осуществляя разведку работы РЭС. При обнаружении РЛС с заданными характеристиками и захвата ее на автосопровождение ДПЛА выводится в исходное положение, обеспечивающее пикирование на РЛС под углами 60–90 град. При этом производится сброс воздушного винта и несущих плоскостей. По утверждению иностранных специалистов, малоразмерные ДПЛА практически невозможно увидеть визуально и обнаружить с помощью РЛС из-за малых ЭОП на высоте свыше 900 м, трудно увидеть и услышать на дальности более 1600 м, обладают низкой вероятностью поражения вследствие малой уязвимости площади и способности совершать полет по криволинейным траекториям с перегрузкой в 2–3 ед.

Наличие большого числа малоразмерных, скоростных и маловысотных, относительно недорогих беспилотных целей по-новому высвечивает задачи выбора приоритетных целей для целераспределения и их поражения средствами войсковой ПВО. Невозможность уничтожения всех воздушных целей потребует в условиях жесткого лимита времени распознавания и установления очередности поражения самых важных из них.

Своевременное и достоверное радиолокационное распознавание типа поражающего элемента высокоточного оружия – одна из важнейших проблем и основа разумных действий расчета радиолокационного вооружения ЗРК по правильному принятию решения на использование пассивных и активных способов его защиты.

Основными составляющими этой проблемы являются низкая информативность традиционных методов получения информации о цели и высокая стоимость технической реализации РЛС, позволяющих получать одновременно большое количество признаков радиолокационного распознавания цели. Таким образом, решение задачи радиолокационного распознавания является более сложным, чем решение других задач радиолокационного наблюдения, поскольку предполагает применение высокоинформативных радиолокационных сигналов, их статистический анализ и использование априорной информации о распознаваемых классах цели.

Выходом из данного положения является учет всех условий, влияющих на эффективность системы распознавания, правильный выбор и точное описание признаков, оптимизация систем распознавания с учетом потребителей информации и адаптация систем распознавания к условиям ее работы.

**2. Анализ априорного словаря признаков распознавания противорадиолокационных ракет и их носителей**

Одним из основных путей повышения эффективности радиолокационного распознавания является повышение информативности радиолокационных систем с целью получения такого признака распознавания, который бы отражал определенные свойства конкретного типа цели, отличающего его от других.

Сигнальные признаки непосредственно связаны с отражающими свойствами цели и динамикой ее полета, поэтому они обеспечивают более высокие показатели качества распознавания и позволяют назначить для распознавания большее число классов. Но в отличие от траекторных признаков, которые могут быть измерены с достаточной точностью большинством РЛС, измерение большинства сигнальных признаков требует специальных методов, связанных с анализом более «тонкой» структуры радиолокационных сигналов. При этом усложняются и сами зондирующие сигналы РЛС. Наиболее полными описаниями свойств цели являются радиолокационные «портреты». Их получение предполагает наличие сверхразрешения по соответствующим параметрам сигнала, достижение которого зачастую невозможно или затруднено. Например, получение величины разрешения по дальности, равному одному метру, требует полосы зондирующего сигнала примерно 150 Мгц, сверхразрешение по угловым координатам требует применение ДНА, имеющих ширину, равную единицам угловых секунд. В обоих случаях «дробление» сигнала приводит к уменьшению отношения сигнал / шум, т.е. задача распознавания по дальномерным или угломерным «портретам» целей вступает в противоречие с задачей их обнаружения.

В настоящее время, с применением широкополосных сигналов с достаточной базой и техники их сжатия появилась возможность получения дальномерного «портрета» цели, позволяющего распознать не только класс, но и тип цели. Например, в работах приводятся результаты исследований распознавания по дальномерному «портрету» истребителя-бомбардировщика, транспортного самолета и ложной цели.

Проще решается задача распознавания по доплеровским «портретам», которые представляют собой распределение по радиальной скорости элементарных отражателей цели, совершающие при ее движении регулярные и хаотические поступательные и вращательные движения. Доплеровский «портрет» самолета характерен наличием в спектре общего доплеровского смещения частоты, составляющих, вызванных маневром цели, регулярных составляющих, связанных с турбинной или винтовой модуляцией, и случайных составляющих, обусловленных вибрациями и рысканием цели.

Однако получение доплеровского «портрета» предполагает излучение непрерывного сигнала. При этом теряются такие важнейшие достоинства РЛС, как разрешение по дальности и возможность использования совмещенной антенны. Тем не менее определенные возможности применения «турбинного» эффекта для распознавания открываются в связи с созданием квазинепрерывных РЛС.

Пространственные, поляризационные, временные и спектральные характеристики отраженных радиолокационных сигналов зависят в основном от следующих четырех разнородных свойств целей:

– размера, формы и материала рассеивающей поверхности;

– движения отражающих элементов относительно друг друга;

– движения всего корпуса цели вокруг центра тяжести;

– перемещение центра тяжести цели в пространстве.

Эти свойства соответственно определяют четыре группы признаков цели. Для распознавания и селекции наиболее информативны те параметры отраженных сигналов, которые обусловлены первым и вторым свойствами целей. Принципы современной радиолокации позволяют определять каждую группу признаков раздельно.

Таким признаком распознавания конкретного типа поражающего элемента ВТО может служить одна из составляющих сигнального признака распознавания – «шумы» цели, вызванные ее движением на траектории полета, различными видами вибрации и движения ее отдельных частей, приводящие к амплитудным и фазовым флюктуациям отраженного сигнала, появлению в спектре общего доплеровского смещения частоты составляющих, вызванных «вторичным» эффектом Доплера.

Движение цели и её частей относительно РЛС вызывают изменения суммарного отраженного сигнала во времени. Эхо-сигнал от сложной цели отличается от сигнала точечного источника модуляцией, вызывающей изменения амплитуды, частоты и относительной фазы сигналов, отраженных от отдельных участков цели. В ряде работ рассматриваются пять типов модуляции отраженного сигнала от сложной цели для случая ближней радиолокации.

С целью оценки ширины и составляющих спектра флюктуации частот в отраженном сигнале от различных классов целей имеется необходимость проведения теоретических и экспериментальных исследований. Рассмотрим более подробно характеристики отраженных радиолокационных сигналов от сложной цели.

**Амплитудный шум.** Этот наиболее очевидный тип модуляции эхо-сигнала от сложной цели можно представить в виде флюктуирующей суммы многих составляющих векторов со случайно изменяющимися относительными фазами. Амплитудный шум, для удобства рассмотрения, можно разделить по частоте на две составляющие: низкочастотную и высокочастотную.

Небольшие изменения относительной дальности отражателей, вызванными движениями цели на траектории, приводит к соответствующим случайным изменениям относительных фаз отраженных сигналов, а следовательно, к случайным флюктуациям векторной суммы сигналов. Так, например, при рыскании и кренах самолета в спектре отраженного сигнала могут появиться частоты в пределах 10…40 Гц, а маневры по тангажу ведут к формированию в спектре флюктуаций сигнала более высоких частот -100…400 Гц.

Спектры амплитудного шума с низкочастотной составляющей одинаковы как для больших, так и для малых размеров целей. Это объясняется тем, что скорость изменения дальности отражателей является функцией как углового рыскания самолета, так и расстояния от отражателей до центра тяжести самолета.

Высокочастотный амплитудный шум содержит случайную и периодическую составляющие. Случайный шум от такой цели, как самолет, является результатом вибраций и движения его отдельных частей, создающих относительно равномерный спектр шума, ширина которого достигает нескольких сотен Гц, в зависимости от типа самолета.

Для обоснования границ данного диапазона частот необходимо отметить, что на современных самолетах и вертолетах различают, согласно, следующие виды вибраций:

– вибрации, возникающие при работе силовых установок цели – двигательные вибрации и вибрации от движения воздушных винтов;

– аэродинамические вибрации, связанные с особенностями обтекания воздушным потоком конструкций и отдельных частей цели;

– акустические вибрации;

– колебания типа «флатер».

Исследования, посвященные анализу работы двигательных установок летательных аппаратов показывают, что наибольшими по амплитуде смещения являются вибрации на частотах:

1. Для поршневых двигателей – Ωкв, 2Ωкв, Ωв, NΩв, где

Ωкв-угловая скорость вращения коленчатого вала;

Ωв-угловая скорость вращения винта;

N – количество лопастей винта.

2. Для турбовинтовых двигателей – Ωв, NΩв, Ωр, где

Ωр – угловая скорость вращения ротора.

3. Для турбореактивных двигателей Ωр1, где

Ωр1 – угловая скорость вращения первого ротора.

Данные вибрации порождают спектральные отклики на частотах 56… 300 Гц.

4. Для вертолетных двигателей – Ωнв, КнвΩнв, где

Ωнв – угловая скорость вращения несущего винта;

Кнв – количество лопастей несущего винта.

Данные вибрации порождают спектральные отклики на частотах 2…14 Гц.

Исследования, посвященные аэродинамике полета летательных аппаратов показывает, что преобладающих по амплитуде аэродинамические колебания всегда очень близки или совпадают с частотами собственных колебаний конструкции. Наибольшими по амплитуде из этих колебаний являются колебания, соответствующие низким тонам собственных колебаний. При аэродинамических вибрациях конструкция летательного аппарата как бы является своеобразным фильтром, выделяющим только такие колебания, частота которых находятся в зоне резонанса с его собственной частотой. Поэтому, зная значения частоты собственной вибрации элементов конструкции, можно предсказать, на каких частотах вибрации будут максимальными по амплитуде.

В общем случае режим вибрации конструкции объектов, представляющий собой сумму вынужденных и собственных колебаний, определяются как интенсивностью и частотным спектром случайных внешних факторов, так и значениями соответствующих передаточных функций. Величины последних зависят от спектра собственных частот конструкции в целом, ее частей и элементов, а так же коэффициентов демпфирования. Если коэффициенты демпфирования сравнительно не велики, что выполняется на современных летательных аппаратах, то передаточные функции будут иметь большие коэффициенты усиления на всех частотах, совпадающих с собственными, т.е. спектр вибраций реальной конструкции будет в основном узкополосным и зависящим от конструктивных особенностей летательного аппарата.

Акустические вибрации так же имеют частоты, близкие к собственным частотам элементов конструкции и занимают спектральный диапазон 1,5…40 Гц.

Таким образом, для распознавания целей по спектру вибрации необходимо анализировать полосу частот 0…300 Гц.

**Угловой шум.** При наблюдении за объектом конечных размеров отраженный сигнал является результатом интерференции волн, отраженных от отдельных элементов цели. Флюктуации фазового фронта отраженной волны от сложной цели вызывает блуждание кажущегося источника эхо-сигнала в плоскости цели относительно физического центра цели и его угловое положение зависит от относительных амплитуд и фаз составляющих эхо-сигналов и их угловых положений.

Угловой шум выраженный в линейных единицах смещения кажущегося положения цели относительно «центра тяжести» распределения ее отражателей, не зависит от дальности. Типичные значения σаng для реальных самолетов находятся в пределах 0,15L…0,25L в зависимости от характера распределения основных отражающих элементов. Для небольшого самолета с одним двигателем, не имеющего каких-либо эффективных отражателей на крыле, значение σаng при облучении его с носа близко к 0,1L, тогда для большого самолета с двигателями, расположенными вне фюзеляжа, баками для горючего, размещенными на консолях крыла, значение приближается к 0,3L. При облучении этого самолета сбоку σаng также приближается к значению 0,3L.

Для небольшого самолета с размахом крыла 18 м типичное значение σаng равно 2,7 м, то квадрат радиуса вращения относительно «центра тяжести» для такого самолета равен 3,8 м.

Типичные значения ширины спектра углового шума при сильной турбулентности атмосферы для частот 8,5…10,7 ГГц носят низкочастотный характер и заключаются в пределах от 1 Гц – для небольшого самолета, до 2,5 Гц – для большого самолета в интервале частот 0…6 Гц. Для более низких частот диапазона и менее турбулентности атмосферы ширина спектра уменьшается.

Таким образом, эффективная ширина спектра угловых флюктуаций равна 1…6 Гц.

Значения σаng для целей сложной формы является в сущности постоянной величиной, не зависящий ни от высокой несущей частоты РЛС, если размеры цели равны по крайней мере нескольким длинам волн, ни от скорости случайных движений цели. Спектральное распределение мощности углового шума непосредственно зависит от высокой частоты, турбулентности атмосферы и других параметров.

Угловые ошибки, вызванные угловым шумом, обратно пропорциональны дальности, то влияние этого шума сказывается главным образом на средних и малых дальностях.

**Поляризационный шум.** Поляризация эхо-сигнала от сложной цели в общем случае отличается от поляризации зондирующего сигнала. Хотя поляризация зондирующего сигнала обычно преобладает в отраженном сигнале, сигнал от отражателей сложной формы и комбинации таких отражателей имеют составляющие с другими видами поляризации. Это означает, что цель со сложной конфигурацией изменяет поляризацию отраженного сигнала, вариация которого эквивалентна некоторому шуму.

Деполяризация радиолокационного сигнала при отражении его от цели вызывает некоторую потерю энергии эхо-сигнала. Измерения показывают, что при линейной поляризации эхо-сигнала преобладает такая же поляризация, как и поляризация излучаемого сигнала, а составляющая ортогональной поляризации, вызванная деполяризующими свойствами сложной цели, на 7–12 дБ ниже.

Полное описание поляризационных свойств цели дается поляризационной матрицей рассеяния, имеющий вид:

, где

δi, j – комплексные коэффициенты, характеризующие амплитуду и фазу отраженного от цели сигнала при облучении ее ортогональными поляризационными компонентами электромагнитной волны и приеме отраженного сигнала в ортогональном поляризационном базисе.

Величина деполяризации и фаза кроссполяризационной составляющей сигнала, по сравнению с основной составляющей, описываются элементами δ12 и δ 21 матрицы.

Деполяризующие свойства целей зависят от их размеров и сложности конфигурации и могут быть существенно различными для разных классов целей.

Например, простая по форме ракета слабо деполяризует сигнал, тогда составляющая δ 12 для самолета может достигать 10 дБ и более от уровня составляющей δ 11. Таким образом, поляризационная матрица рассеяния может рассматриваться как поляризационный портрет цели.

**Шум дальности.** Относительные амплитуда и фаза эхо-сигналов от отдельных частей сложной цели и их дальность относительно РЛС влияют на положение «центра тяжести» видеоимпульса при типичном методе сопровождения целей по дальности – определение «центра тяжести» площади видеоимпульса электронным интегрированием. Случайные перемещения цели и ее элементов вызывают изменения во времени этих параметров, а также результирующей дальности. Шум, вызванный флюктуациями дальности сложной цели приводит к ошибке слежения по координате дальности.

В работе приводятся результаты измерений случайных флюктуаций дальности при измерениях по небольшому, большому самолетам и по группе самолетов, устанавливающие связь шума дальности с распределением отражательной способности целей по координате дальности. Среднеквадратическая ошибка измерения дальности с достаточной точностью равна 0,8 радиуса перемещения распределенных отражающих поверхностей цели по дальности или в типичном случае можно принять равной от 10% до 30% от протяженности цели по координате дальности: 30% – для случаев наблюдения самолетов с носа и хвоста и 10% – сбоку.

Форму спектра можно оценить с хорошим приближением, пользуясь функцией для частоты и тем же значением ширины полосы, что и при вычислении спектра углового шума

N – спектральная плотность мощности шума;

В-ширина полосы шума;

f – частота;

σang – среднеквадратичное значение углового шума.

Возможность захвата желаемой спектральной линии доплеровской следящей системой также ограничивается этим шумом. Шум дальности ограничивает точность измерения скорости, определяемой как производная от дальности во времени и может быть помехой при выборе правильной спектральной линии для слежения.

Спектральное распределение энергии и функции плотности вероятности отражают довольно точную связь шума дальности цели с ее конфигурацией или распределением отражательной способности цели по координате дальности.

**Доплеровский шум.** Для случая ближней радиолокации по мере сближения цели с РЛС ее угловой размер непрерывно растет. Поскольку направления на отдельные точки и относительные радиальные скорости различаются между собой и имеются нормальные случайные движения цели в полете, отраженные от различных ее участков сигналы слегка отличаются по доплеровской частоте, т.е. спектр отраженного сигнала содержит не одну доплеровскую линию, а является сплошным, с максимумом у средней доплеровской частоты, обусловленной радиальной скоростью цели. Ширина спектра отраженного сигнала растет с увеличением размеров цели.

При рассмотрении доплеровского изменения частоты сигналов, отраженных сложной целью, можно выделить доплеровские спектральные линии от вращающихся частей самолета и непрерывный доплеровский спектр, возникающий случайными отклонениями самолета в полете от заданной траектории.

Наиболее интересную информацию о доплеровском шуме дает форма спектра. Спектр доплеровских флюктуаций частоты представляет собой распределение плотности вероятности Р и показывает, в течение какого относительного времени эта частота попадает в определенный участок ширины полосы. Доплеровский спектр в типичном случае представляется функцией с пиками, симметричной относительно средней доплеровской частоты цели. При доплеровских измерениях имеют значение как положительные, так и отрицательные частоты, т. к. спектр шума эхо-сигнала от фюзеляжа самолета симметричен относительно средней частоты.

Распределение плотности вероятности Р для f можно выразить модифицированной функцией Ганкеля в виде

K0 – модифицированная функция Ганкеля;

f – частота;

σψ – среднеквадратическое значение девиации фазы, обусловленной угловым шумом;

σω – среднеквадратическое значение частоты рыскания.

В работе приводится примерный расчет Р для большого самолета с размахом крыла 40 м, наблюдаемого с носа РЛС на длине волны 0,032 м, при типичной среднеквадратической скорости рыскания 0,8°/c, совершающего полет по прямой. Функция

f – рабочая частота передачика РЛС;

fd – средняя доплеровская частота от корпуса самолета

Необходимо отметить, что любое постоянное значение скорости виража или изменения ракурса приводит к расширению доплеровского спектра и изменению его формы, выражающееся в менее резком спадении функции Р вблизи ее максимума, а также к дополнительному сдвигу всего спектра в виду изменения средней радиальной скорости.

Составляющие эхо-сигнала от вращающихся и колеблющихся элементов самолета вызывают появление не только амплитудной модуляции с парами спектральных линий, расположенных симметрично относительно доплеровского спектра эхо-сигнала от фюзеляжа самолета, но и чистую частотную модуляцию, создающую отдельную группу доплеровских линий, расположенных по одну сторону от доплеровского спектра корпуса самолета.

Приведенный примерный доплеровский «портрет» самолета характерен наличием в спектре составляющих, вызванных «вторичным» эффектом Доплера, регулярных составляющих, связанных с турбинной или винтовой модуляции и случайных составляющих, обусловленных вибрациями и рысканием цели. Наиболее информативной является составляющая турбинного эффекта, частота которой зависит от конструкции и скорости вращения компрессора двигателя. Уровень турбинной составляющей лежит на 15–20 дБ ниже основной составляющей.

Вторичная модуляция приводит к существенному расширению амплитудно-частотного спектра отраженного сигнала. При этом в спектре отраженного сигнала содержится целый ряд узкополосных дискретных составляющих, частотное положение которых однозначно связано с техническими и конструктивными характеристиками двигателей самолетов и вертолетов.

Для целей с прямоточными реактивными двигателями или без двигателей вообще, отраженный сигнал имеет сплошной быстрозатухающий спектр дискретных составляющих.

Спектр сигнала отраженного от вертолета симметричен относительно несущей и имеет спадающий характер. Кроме центральной составляющей спектр имеет ряд спадающих боковых составляющих в полосе до ±10 кГц.

В результате вторичной модуляции в структуре отраженного сигнала отображаются радиолокационные свойства цели – ее способность изменять амплитудные, частотные и фазовые характеристики зондирующего сигнала, что позволяет формировать акустический «портрет» сопровождаемой воздушной цели и прослушивание его через звуковой канал системы распознавания. Звуковой канал данной системы позволяет решить следующие основные задачи распознавания:

– определить класс сопровождаемой цели;

– определить начало маневра целью;

– определить момент пуска сопровождаемой целью ПРР;

– определить факт поражения цели ЗУР.

Самолеты при наблюдении их спереди обычно представляются совокупностью N основных локальных отражателей: нос фюзеляжа, кабина, передние кромки крыльев, их стыки с фюзеляжем, воздухозаборники двигателей, подвесные баки и контейнеры, хвостовое оперение, т.е. так называемые «блестящие точки». Для пилотируемых самолетов обычно N>5, а для ракет N не более 2–3.

В сантиметровом диапазоне длин волн отраженный сигнал в основном определяют зеркальные рассеяния участков поверхности с радиусом кривизны Rxy >>λ и дифракционные рассеяния участков излома поверхности. Наряду с «блестящими точками» на поверхности цели могут быть резонансные элементы и шероховатые участки с диффузным рассеянием.

В результате сложения колебаний, отраженных от различных участков цели, возникают частотные биения – явление именуемое «вторичным» эффектом Доплера. Результаты теоретических и экспериментальных исследований свидетельствуют, что значение частот биений Fдб зависят от геометрических размеров цели, дальности, курсового угла и радиальной скорости цели, рабочей длины волны РЛС.

Fдб – частота биений «вторичного» эффекта Доплера;

Vr – радиальная скорость цели;

L – геометрические размеры цели;

D – расстояние до цели;

α – курсовой угол цели относительно РЛС;

λ – рабочая длина волны РЛС.

«…связь между спектром флюктуаций и размером цели…» может быть использована для определения ее размеров.

Для этого необходимо иметь данные о расстоянии до цели и ее курсовом угле, а также произвести измерение ширины спектра флюктуаций ΔFдб или времени корреляции сигнала τ0 ≈1/ΔF.

Ширину спектра флюктуаций ΔFдб можно определить учитывая, что cosα≈L / 2D,

Экспериментальным путем установлено, что в сантиметровом диапазоне длин волн ширина энергетического спектра флюктуаций частот малоразмерных целей лежит в пределах от десятых долей до нескольких Гц.