УДК: 004.94

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СРЕДСТВ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО НАПАДЕНИЯ В РАЗРАБАТЫВАЕМОЙ САПР РЛС

А.П. Коновальчик, А.О. Щирый (Москва)

Введение

Актуальность разработки систем автоматизированного проектирования (САПР) радиолокационных станций (РЛС) обусловлена тем что, при осуществлении комплексного проектирования сложных радиотехнических средств и систем, в частности радиолокационных комплексов, требуется решать задачи выбора и оптимизации проектных параметров радиолокационных устройств, в т.ч. антенных систем, приемо-передающих трактов РЛС, алгоритмов и устройств цифрового формирования и обработки радиолокационных сигналов, а также радиолокационных систем в целом. В настоящий момент не существует отечественных систем автоматизированного проектирования, позволяющих решать эти задачи в комплексе; для решения подобных задач используются ряд разрозненных программных решений собственной разработки и их зарубежных аналогов.

Разработка САПР РЛС ведется силами АО «Концерн ВКО «Алмаз-Антей», его дочерних предприятий, а также компаний, обладающих компетенциями в области проектирования РЛС, с использованием имеющегося у них задела [1]. Специфика разрабатываемой САПР наиболее выражена функционалом имитационного моделирования боевых действий, необходимым для проектирования изделий с учетом требований к РЛС, конкретных условий боевого применения, характеристик средств воздушно-космического нападения (СВКН), фоноцелевой обстановки (ФЦО), в составе конкретной группировки средств воздушно-космической обороны (СВКО).

Также, несмотря на широкое использование компьютерного моделирования в области радиолокации, не существует общепризнанных унифицированных моделей ФЦО, которые возможно многократно использовать в различных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах (НИОКР). Это приводит к тому, что на каждом предприятии используются свои собственные модели ФЦО, которые иногда основаны на сильно упрощенных моделях движения целей и отражения сигнала от подстилающей поверхности, целей или на данных эксперимента, что лишает исследователя вариативности при формировании численных экспериментов. Ввиду этого, ведение работ, в которых необходимо в рамках единой программной среды моделировать различные радиолокационные средства, становится затруднительно, так как каждый разработчик модели привык использовать свою модель ФЦО, которая нередко является при этом частью модели радиолокационной станции РЛС. Поэтому Концерном также инициирована разработка программного комплекса моделирования ФЦО, создаваемого в данный момент в рамках САПР РЛС. Основной акцент при разработке сделан на возможности многократного использования программного комплекса в различных НИОКР. Помимо этого, в комплекс должны быть заложены наиболее современные математические модели, позволяющие с высокой достоверностью описывать движения целей, процессы рассеяния и распространения радиосигнала в атмосфере. Также, необходима приемлемая с практической точки зрения вычислительная трудоемкость.

Общие концепции САПР РЛС

Общая структура САПР РЛС, этапы проектирования РЛС посредством разрабатываемой САПР (этап предварительной оценки параметров РЛС, этап инженерного анализа, этап имитационного моделирования, этап статистической обработки и оптимизации, этап оценки экономической целесообразности, этап разработки рабоче-конструкторской документации) и концепция многоуровневого проектирования были ранее изложены нами в [2-7]. Для целей дальнейшего изложения важно отметить, что в САПР РЛС реализуется поддержка проектирования РЛС на следующих уровнях проектирования.

1. Системный уровень: размещение на картах местности РЛС, компонентов радиолокационных (РЛ) комплексов, целей, а также маршрутов их движения, источников помех с заданием типов. Компоненты выбираются из существующих библиотек готовых изделий, образцов (шаблонов), а также из компонентов, создаваемых на следующих (нижних) уровнях проектирования. Позволяет оценить эффективность работы группировки РЛ средств по фиксированному набору целей с учетом местности и внешних воздействий в условиях применения конкретных СВКН и СВКО.

2. Структурный уровень: создание структуры РЛС из готовых образцов составных частей (приемник, передатчик, антенно-фидерные устройства, опорно-поворотные устройства, и т.д.). На этом уровне проводится исследование возможности создания и оценка показателей эффективности работы РЛС, состоящей из различных составляющих для выполнения конкретной задачи в фиксированных условиях; обоснование оптимального состава РЛС. А в перспективе и функционально-стоимостной анализ различных проектных решений.

3. Логический уровень: варьирование алгоритмов цифровой обработки информации (первичной, вторичной, третичной) с целью обеспечения оптимального их сочетания по выбранным критериям эффективности. Выбор и обоснование оптимального алгоритма управления РЛС, типов и параметров используемых сигналов. Содержит компоненты и инструменты разработчика алгоритмов обработки радиолокационной информации, цифровой обработки сигналов и управления режимами работы РЛС.

Реализация имитационного моделирования в САПР РЛС

Вообще, в процессе развития и совершенствования системы воздушно-космической обороны (ВКО) неизменно возникают вопросы выбора принципов и порядка организации взаимодействия составных частей системы. Сложность самой развиваемой системы, большая вариативность и неопределенность ФЦО приводят к невозможности произвести аналитическое сравнение всех возможных вариантов архитектуры системы в целом по всем ее параметрам и сделать ее однозначный рациональный выбор. Наиболее приспособленными для оценки эффективности сложных систем являются модели имитационного типа. Имитационное моделирование используется как универсальный метод для обоснования решений в условиях неопределенности и для учета трудно формализуемых факторов. Так и в САПР РЛС необходим функционал имитационного моделирования.

В разрабатываемой САПР реализуется поддержка двух схем имитационного моделирования: на 1 и 2 уровнях имитационное моделирование по дискретно-событийной схеме, а на 3 уровне – по пошаговой схеме. Пошаговая схема обладает такими преимуществами, как простота и наглядность, в пошаговой схеме возможно смоделировать некоторые несложные виды РЛС, однако, в ней невозможно корректное моделирования РЛС с параллельной обработкой сигналов на разных частотах:

например, ряда РЛС с большой инструментальной дальностью (несколько тысяч км), тем более в пошаговой схеме невозможно моделирование группировок СВКН и СВКО.

В дискретно-событийной схеме ведется динамическая очередь задач ("календарь"), определяющая порядок передачи управления между вычислительными блоками (агентами, частными моделями). Это делается для синхронизации "модельного времени", причем в условиях, когда вычислительные блоки "шагают" по времени исходя из своей внутренней логики, временными интервалами произвольного размера.

В диспетчере имитационного моделирования (ДИМ) создаѐтся очередь задач, в которой могут регистрироваться события разных типов (каждому типу событий соответствует свой обработчик). Каждое событие, помещаемое в очередь задач, регистрируется на определѐнное модельное время.

Логика работы очереди задач и обработчиков в общем виде выглядит так:

− каждый раз из очереди событий выбирается событие с наименьшим модельным временем, это модельное время присваивается счѐтчику текущего модельного времени;

− выбранное из очереди событие передаѐтся в обработчик, специфичный для данного типа событий;

− обработчик может как вызывать математические расчѐты, так и запланировать в очереди задач новые события, при этом модельное время этих событий должно быть не меньше, чем у текущего события;

− после обработки текущее событие удаляется из очереди.

К событиям очереди задач могут относиться как события, относящиеся к РЛС (начало и конец излучения импульса, конец приѐма сигнала от импульса и др.), так и события, относящиеся к ФЦО (например, раз в 2 секунды может быть запланирована проверка состояния цели, с возможностью изменения поведения цели и пересчѐта еѐ траектории).

ДИМ предназначен для осуществления и мониторинга процесса имитационного эксперимента на основе заданного сценария. ДИМ реализует дискретно-событийный вид имитационного моделирования. В дискретно-событийном моделировании функционирование системы представляется в виде хронологической последовательности событий. Событие происходит в определѐнный момент модельного времени и знаменует изменения состояния системы. Входными данными для ДИМ является сценарий имитационного эксперимента. В сценарии содержится информация о моделируемых объектах, среды, в которой они расположены и параметры процесса проведения имитационного моделирования.

Информация из ДИМ извлекается через механизм событий, к каждому событию привязаны данные. События протоколирования генерируются в ДИМ всегда, протокольную информация в ДИМ также необходимо записывать в файл. Данная информация является хронологической записью процесса проведения эксперимента и может быть использована, вместе со сценарием, для повторного «проигрывания» эксперимента.

Сценарий ДИМ представляет собой файл, содержащий все сериализованные данные об используемых алгоритмах, значения их параметров или ссылки на них, необходимые для инициализации и осуществления имитационного эксперимента:

− информация о СВКН (модели и параметры движения, отражения, постановки помех; модели и параметры РЛС);

− информация об окружающей среде (области дождя);

− информацию о настройках прикладного программного интерфейса ДИМ;

− информация о настройках процесса имитационного моделирования.

Сценарий ДИМ формируется графическим интерфейсом САПР РЛС на основе информации из базы данных и является финальным этапом конверсии параметров эксперимента, заданных пользователем в параметры, передаваемые непосредственно в используемые алгоритмы моделирования. Операция конвертации данных из БД в сценарий ДИМ не является обратимой: данные из БД, не имеющих прямого отношения к процессу ИМ опускаются.

С помощью сценария ДИМ можно управлять данным программным интерфейсом, глобально влияя на процесс моделирования. Например, можно ускорить процесс моделирования включив фильтрацию списка целей, анализируемых моделью РЛС по геометрическому признаку попадания в луч; можно включать/выключать учѐт осадков, подстилающей поверхности; точность расчѐта траекторий СВКН.

Моделирование баллистических целей

Для задач, решаемых при проектировании РЛС (в первую очередь РЛС противоракетной обороны), из всего возможного многообразия баллистических целей наибольший интерес представляют баллистические ракеты (БР) – межконтинентальные БР (МБР), БР подводных лодок (БРПЛ), БР средней дальности (БРСД), БР малой дальности (БРМД), оперативно-тактические ракеты (ОТР). Поэтому здесь далее речь пойдет о моделировании полета именно таких баллистических целей.

Форма участков баллистической траектории, проходящих в плотных слоях атмосферы зависит от многих факторов: начальной скорости ракеты, ее формы и массы, текущего состояния атмосферы на траектории (температура, давление, плотность) и от характера движения ракеты вокруг ее центра масс. Учѐт всех факторов и проведение точных баллистических расчѐтов трудоѐмко и занимает существенное время, в связи с этим в целях моделирования удара БР в данной работе требования к точности баллистических расчетов были снижены.

Основным фактором, определяющим форму траектории, является программа угла тангажа. Программой угла тангажа принято называть закон изменения угла наклона продольной оси БР к плоскости стартового горизонта. Этот закон может выражать зависимость требуемого значения угла тангажа от времени или от какого-либо другого удобного аргумента. При движении БР в плотных слоях атмосферы со скоростью близкой к скорости звука программа тангажа должна обеспечивать полет с практически нулевым углом атаки. При полете на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях необходимо продолжать движение с программой тангажа, обеспечивающей близкие к нулю углы атаки. Диапазон допустимых (с точки зрения выполнения конструктивных ограничений) углов атаки на всем протяжении активного участка траектории можно считать заданным в исходных данных. Ограничения угловой скорости разворота БР по углу тангажа, обусловленное особенностями работы системы стабилизации и возможностями исполнительных органов системы управления, задаются обычно в явном виде.

Если активный участок траектории (АУТ) достаточно продолжителен и в его завершающей части после выхода из области интенсивного аэродинамического воздействия допустимо дальнейшее движение с ненулевыми углами атаки, решение задачи, отвечающей упрощенной модели движения, удовлетворяет следующим предположениям:

– «остаточная атмосфера» не оказывает существенного влияния на движение БР (аэродинамические силы пренебрежимо малы по сравнению с тягой двигателей);

– поле тяготения является однородным (если дальность АУТ не превышает 200 км, поле тяготения можно считать постоянным);

– суточное вращение Земли не учитывается.

Задача отыскания оптимальной программы по тангажу, обеспечивающей максимально возможную скорость $V_н$, является типично вариационной задачей. Оптимальная программа тангажа предполагает, что угол наклона оси БР к горизонту остается постоянным на всем АУТ. Этот угол определяется из граничных (максимально допустимых) условий. Таким образом, движение должно осуществляться с постоянным углом тангажа. Выбор программы движения БР на атмосферной части АУТ сводится к следующей процедуре:

1. Осуществляется расчет вертикального участка траектории до некоторого момента t_1 . Это время можно варьировать при выборе параметров траектории движения и поэтому его рассматривают как один из свободных параметров.

2. Расчет траектории от момента t_1 продолжается при условии, что ненулевые углы атаки α могут допускаться только до значения числа Маха, не превышающего 0,9. После этого должно выполняться требование $\alpha \approx 0$ до момента, когда влияние атмосферы, выражающееся через скоростной напор q, не окажется малым $\left(q \leq q_{доп}\right)$. Такому условию удовлетворяет зависимость вида:

$$\alpha(t) = 4 \cdot \alpha_{пр} \cdot e^{a(t_1-t)}\left[e^{a(t_1-t)} - 1\right] \quad (1)$$

где $\alpha_{пр}$ – предельное значение угла атаки на дозвуковом участке полета;

a – некоторый постоянный коэффициент для рассматриваемого типа БР.

Весь активный участок траектории БР разбивается по времени на несколько частей, на каждой из которых может быть установлен свой закон управления программой тангажа. Например, на три части: на первой части АУТ $0 < t < t_1$ полета ракеты угол тангажа $\theta = 90^0 = const$, на второй части АУТ $t_1 < t < t_2$ угол тангажа плавно изменяется от 90^0 до значения $\theta_н$, соответствующего заданной дальности полета, программа $\theta(t)$ для этого участка траектории хорошо описывается уравнением:

$$\theta(t) = 90^0 + (90^0 - \theta_н)(T^2 - 2 \cdot T) \quad (2)$$

где

$T = \frac{t-t_1}{t_2-t_1}$,

и третий участок – это движение ракеты в относительно разреженных слоях атмосферы, необходимый для обеспечения движения с $\theta_н = const$.

При расчетах можно достичь существенного упрощения, если принять методы решения систем уравнений баллистической траектории БР, в которых члены, учитывающие сопротивление среды, опущены. Такое допущение вполне оправдано, поскольку основная часть баллистической траектории БР (90…95%) находится вне плотных слоев атмосферы.

Поскольку большая часть траектории БР достаточно большой дальности (более 500 км) проходит в разреженных слоях атмосферы, где сопротивление воздуха практически отсутствует, их траектории на этом участке являются эллиптическими. Без учета сопротивления воздуха баллистическая траектория, согласно первому закону Кеплера, представляет собой расположенную над поверхностью Земли часть эллипса, один из фокусов которого совпадает с гравитационным центром Земли.

Уравнение эллиптической траектории имеет вид:

$$r_i = \frac{k_н \cdot r_н \cdot cos^2\theta_н}{1 - cos\Phi_i + k_н \cdot cos\theta_н \cdot cos(\theta_н + \Phi_i)} \quad (3)$$

где $r_н$ – расстояние от центра Земли до БР в начале пассивного участка;

r_i– расстояние от центра Земли до БР на i-ом шаге моделирования;

$\theta_н$ – угол тангажа – угол между вектором скорости БР и горизонтальной плоскостью, перпендикулярной радиусу, проведенному из центра Земли на БР в начале пассивного участка;

Φ_i – угол между направлением на БР из центра Земли в начале пассивного участка и направлением на БР на i-ом шаге моделирования.

Коэффициент $k_н$ равен:

$$k_н = \frac{r_н \cdot V_н^2}{f \cdot M} = \frac{r_н \cdot V_н^2}{\mu} \quad (4)$$

где $V_н$ – скорость БР в начале пассивного участка;

f – гравитационная постоянная, равная $6{,}670 \cdot 10^{-11}$, $м^3/(кг \cdot с^2)$;

M – масса Земли, равная $5{,}9763 \cdot 10^{24}$, кг;

$\mu = f \cdot M = 3{,}9862 \cdot 10^{14}$, $м^3/с^2$.

При определении параметров движения, соответствующих точкам падения головной части (ГЧ) ракеты, следует иметь в виду, что положение цели относительно начала пассивного участка траектории ракеты однозначно определяется угловой дальностью до цели Φ_f. При заданных географических координатах точки старта БР и цели угловая дальность до цели рассчитывается по формуле:

$$\Phi_f = arccos\left[sin\varphi_0 \cdot sin\varphi_f + cos\varphi_0 \cdot cos\varphi_f \cdot cos\Delta\lambda\right] \quad (5)$$

где $\Delta\lambda = \lambda_f - \lambda_0$;

φ_0 и λ_0 – широта и долгота точки старта БР;

φ_f и λ_f – широта и долгота цели (точки падения ГЧ).

Азимут линии пересечения плоскости стрельбы БР с земной поверхностью относительно направления на север (A_0) связан с координатами старта БР и падения ГЧ соотношением:

$$A_0 = arcsin\left(\frac{sin\Delta\lambda \cdot cos\varphi_f}{sin\Phi_f}\right) \quad (6)$$

Очевидно, что выполнению задачи полета, связанной с достижением ракетой или ее головной частью поражаемой цели, находящейся на заданной дальности на поверхности Земли, будет соответствовать в общем случае бесконечно большое количество траекторий. Анализ представленного упрощенного уравнения позволяет сделать вывод, что одна и та же угловая дальность Φ_f может быть достигнута при множестве комбинаций значений $V_н$ и $\theta_н$ в момент выключения двигателя. Следовательно, выбор этих параметров необходимо подчинить какому-либо дополнительному условию. Например, выбирать $V_н$ минимально возможной при обеспечении заданной дальности. Можно рассматривать требование минимизации промаха при наличии ошибок начальных параметров движения, тогда $\theta_н$ оказывается достаточно большим, а траектория – крутой. Если решается задача повышения скрытности полета ГЧ, следует переходить на малые углы $\theta_н$ и пологие траектории. Целесообразно заранее рассчитать и свести в таблицы значения $\theta_н$ при разных значениях Φ_f и $V_н$. Тогда, зная дальность до цели и скорость ракеты в начале пассивного участка, по таблицам можно быстро определить значение параметра $\theta_н$.

Для задач моделирования ФЦО очень важным является определение положения ракеты на эллиптической траектории по истечении некоторого промежутка времени после пуска. Формула для расчета времени имеет вид:

$$t_i = \frac{r_н}{V_н cos\theta_н}\left\{\frac{tg\theta_н \cdot (1-cos\Phi_i) + (1-k_н) \cdot sin\Phi_i}{(2-k_н) \cdot \left(\frac{1-cos\Phi_i}{k_н cos^2\theta_н} + \frac{cos(\theta_н+\Phi_i)}{cos\theta_н}\right)} + \frac{2cos\theta_н}{k_н^{\frac{3}{2}}\sqrt{\frac{1}{k_н}-1}} \cdot arctg\frac{\sqrt{\frac{2}{k_н}-1}}{cos\theta_н \cdot ctg\frac{\Phi_i}{2} - sin\theta_н}\right\} \quad (7)$$

Таким образом, изменяя параметр Φ_i в приведенных выше формулах, можно однозначно определить положение БР на эллиптической орбите и время, прошедшее от начала пассивного участка.

Можно показать, что существует следующая закономерность: время полета $T_п$ по траекториям семейства монотонно увеличивается с ростом угла бросания $\theta_н$. Это в

свою очередь означает, что если дополнительно зафиксировать требуемую крутизну траектории $(\theta_{\text{н}} = \theta_{\text{зад}})$ или время полета до цели $(T_{\text{п}} = T_{\text{зад}})$, то останется всего одна траектория, отвечающая заданным условиям. Иначе говоря, условия $(\theta_{\text{н}} = \theta_{\text{зад}})$ и $(T_{\text{п}} = T_{\text{зад}})$ взаимно однозначно связаны, поэтому нельзя задавать произвольно одно, если другое уже задано.

Необходимо отметить, что движение ГЧ на участке свободного полета совершается только под действием силы притяжения Земли, поскольку на высотах, превышающих 80…100 км, атмосфера практически отсутствует. Неучет атмосферы мало сказывается на дальности полета ГЧ по сравнению с траекторией в реальных условиях. Если не учитывать действия аэродинамических факторов на атмосферной части пассивного участка траектории, то это приведет к ошибке в определении полной дальности полета порядка 1…2%. Поэтому при проектных баллистических расчетах можно рассчитывать весь пассивный участок траектории как участок свободного падения.

На конечном участке, кроме силы тяготения на ГЧ действуют аэродинамические силы и моменты. Началом атмосферного участка принято считать высоту 80 км над поверхностью Земли. Из-за сильного торможения ГЧ в нижних плотных слоях атмосферы, начиная с высот 30…40 км, будут изменяться скорость и угол падения ГЧ.

Моделирование аэродинамических целей

Для задач, решаемых при проектировании РЛС (в первую очередь РЛС противовоздушной обороны), из всего возможного многообразия аэродинамических целей наибольший интерес представляют крылатые ракеты, пилотируемые самолеты и вертолеты, а также беспилотные летательные аппараты.

Модель ФЦО для аэродинамических целей можно условно разделить на 3 основные составляющие: модель траекторного движения целей, модель рассеяния сигнала на целях и модель рассеяния сигнала на подстилающей поверхности. Далее следует отметить требования, предъявляемые к математическим моделям.

От модели расчета эффективной площади рассеяния (ЭПР) целей требуется учет как можно большего количества различных факторов, влияющих на текущее значение ЭПР: длина волны, ракурс облучения, поляризация сигнала, электродинамические характеристики материала, из которого выполнена цель.

Требования к моделированию ЭПР подстилающей поверхности сводятся к следующему: в первую очередь должен учитываться тип поверхности (грунт, песок, кустарник, лес и т.д.), причем перечень типов поверхности следует задавать как можно более широким. Также должны учитываться угол падения, длина волны, поляризация, а при расчетах углов падения во внимание должен приниматься и рельеф местности.

При моделировании движения целей необходимо, чтобы все кинематические параметры движения изменялись плавно, то есть чтобы первая производная по времени от функции координат (в том числе угловых) была непрерывной. Также должны учитываться летно-технические характеристики цели, которые включают в себя предельные перегрузки, предельные скорости, угловые ориентации и так далее, а и при наличии соответствующей информации должны учитываться аэродинамических характеристики целей. Также должна быть возможность моделировать полет целей в режиме следования рельефу местности.

Исходя из приведенных выше требований, были разработаны математические модели расчета траекторных параметров движения целей, расчета эффективной площади рассеяния целей, подстилающей поверхности.

В математической модели расчета ЭПР используются следующие подходы [8]:

- метод физической оптики (с учетом импеданса поверхности);

− физическая теория дифракции для учета двумерных неоднородностей (острых кромок);

− метод лучевой трассировки для моделирования множественных переотражений.

Такой выбор обусловлен, во-первых, достаточной с практической точки зрения точностью моделирования ЭПР. Во-вторых, метод физической оптики, по сравнению, например, с методом интегральных уравнений расчета ЭПР, может быть распараллелен гораздо более эффективно.

Модель была верифицирована на коммерческих пакетах инженерного анализа. Сравнение показывает отклонение не более 5% на различных тестовых расчетах. Это позволяет заключить, что с практической точки зрения точность расчета ЭПР приемлема.

Далее рассмотрим компонент моделирования полета целей. Постановка задачи выглядит следующим образом: оператор, формирующий условия численного эксперимента, должен задавать воздушный удар. Удар состоит из набора групп целей, каждая из которых движется по своему маршруту. Маршрут в свою очередь задается контрольными точками на карте местности. Таким образом, компонент моделирования полета целей должен обеспечивать моделирование с учетом прохождения целей через контрольные точки.

За основу был взят векторный способ формирования управления движения цели [9]. Данный подход позволяет обеспечивать прохождение целей через все контрольные точки, учитывать различные летно-технические и аэродинамические характеристики, формировать управление движением цели для обеспечения огибания рельефа местности. Окончательная разностная схема, в соответствии с которой происходит интегрирование уравнений движения цели, имеет следующий вид [10]:

$$\vec{\nu}^{k+1} = \vec{\nu}^{k} + \dot{\vec{\nu}}^{k} dt \qquad \vec{r}^{k+1} = \vec{r}^{k} + V^{k}\vec{\nu}^{k} dt \qquad m^{k+1} = m^{k} - k_{ec} dt - m_{l}(t)$$

$$V^{k+1} = V^{k} + g(n_x - (\vec{\nu}^{k}, \vec{j})\vec{\nu}^{k})dt$$

$$\alpha^{n+1} = \arcsin\left(\frac{n_y mg - qSC_y(\alpha^n, M)}{P^n(H, M, \eta)}\right)$$

$$P^{n+1}(H, M, \eta) = \frac{n_x mg + qSC_x(C_y, M)}{\cos\alpha^n} \qquad (8)$$

где $\vec{\nu}^{k}$ – единичный вектор направления движения,

$\vec{r}^{k}$ – радиус-вектор центра масс цели,

V^{k} – модуль вектора скорости,

m^{k} – масса цели,

k_{ec} – коэффициент расхода топлива,

$m_l(t)$ – функция, описывающая изменение массы цели за счет сброса груза,

g – ускорение свободного падения,

n_x – тангенциальная перегрузка,

α^n – угол атаки, n_y – нормальная перегрузка,

q – скоростной напор,

S – эффективная площадь поверхности крыла,

$C_x(C_y, M)$ – зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы и числа Маха,

$P^n(H, M, \eta)$ – зависимость силы тяги от высоты полета, числа Маха, степени дросселирования силовой установки.

В рамках всего комплекса моделирования ФЦО, при моделировании работы РЛС, матрица рассеяния ЭПР накладывается на цель, в результате чего в мгновенный момент времени РЛС получает именно то значение ЭПР, которое соответствует текущей ориентации цели относительно РЛС.

Для моделирования шумов от подстилающей поверхности, в модель ФЦО также заложена модель ЭПР подстилающей поверхности. Модель основана на методе малых возмущений [11], где заложен учет различных типов поверхности в поверхностном спектре.

Для расчета ЭПР должна присутствовать информация о типе поверхности, в модели заложено на текущий момент 26 типов. Учет погодных условий реализован корректировкой электродинамических характеристик поверхности в зависимости от наличия осадков.

Заключение

Итак, показано решение задач имитационного моделирования ФЦО для случаев баллистических и аэродинамических целей, также показаны общие основные концепции имитационного моделирования в САПР РЛС. Специфика разрабатываемой САПР наиболее выражена в закладываемом функционале имитационного моделирования боевых действий, для проектирования изделий с учетом конкретных условий боевого применения, ФЦО, группировок СВКН и СВКО. Одним из важнейших применений разрабатываемой САПР является обоснование облика проектируемых РЛС по результатам проведения сквозного комплексного имитационного моделирования на основе требований к образцам вооружений и военной техники, а также принципов их боевого применения, оценка боевой эффективности и, возможно, технико-экономических показателей.

Литература

1. **Коновальчик А.П., Конопелькин М.Ю., Плаксенко О.А., Щирый А.О.** Постановка задачи разработки и предварительная архитектура отечественной САПР РЛС полного сквозного цикла // Новые информационные технологии в автоматизированных системах. 2017, № 20. С.127-130.
2. **Коновальчик А.П., Плаксенко О.А., Щирый А.О.** Концепция многоуровневого проектирования РЛС в разрабатываемой САПР РЛС полного сквозного цикла // Фундаментальные проблемы радиоэлектронного приборостроения. 2017. Т.17. № 4. С.889-892.
3. **Коновальчик А.П., Конопелькин М.Ю., Плаксенко О.А., Щирый А.О.** Отечественная система автоматизированного проектирования радиолокационных систем, комплексов и станций с учетом средств воздушно-космического нападения // Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. 2018, Т.10, №1. С.40-47.
4. **Коновальчик А.П., Плаксенко О.А., Щирый А.О.** Функции имитации боевых действий в разрабатываемой отечественной САПР РЛС полного сквозного цикла // Вопросы радиоэлектроники. 2018, №3. С.30-34.
5. **Коновальчик А.П., Плаксенко О.А., Щирый А.О.** Реализация имитационного моделирования в разрабатываемой отечественной САПР РЛС полного сквозного

цикла // Новые информационные технологии в автоматизированных системах. 2018, № 21. С.290-293.
6. **Коновальчик А.П., Плаксенко О.А., Щирый А.О.** Обоснование облика перспективных радиолокационных станций посредством разрабатываемой отечественной системы автоматизированного проектирования // Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. 2019, Т.11, №1. С.4-11.
7. **Коновальчик А.П., Конопелькин М.Ю., Щирый А.О., Арутюнян А.А.** Этапы проектирования перспективных радиолокационных станций в специализированной САПР // Вестник воздушно-космической обороны. 2020, № 4 (28). С. 111-118.
8. Stein V. Physical Optics Method: Prediction of Radar Signatures // AGARD Lecture № 152. 1989, pp. 5-1 to 5-17.
9. **Гревцов Н.М., Мельц И.О.** Формирование управления движением для расчета траекторий самолета. Ученые записки ЦАГИ, Том XXXVIII, № 3-4, 2007.
10. **Коновальчик А.П., Конопелькин М.Ю., Кудров М.А., Гревцов Н.М., Мартынов И.А.** Векторный способ формирования траекторных параметров в задаче имитации боевого налета // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2019. № 2 (29). С. 83-91.
11. **Peake W.H., Barrick D.E.** Scattering from surfaces with different roughness scales; analysis and interpretation // ElectroScience Laboratory Technical report, 1388-26. 1967.