THAAD-Like High Altitude Theater Missile Defense: Strategic Defense Capability and Certain Countermeasures Analysis
He Yingbo, Qiu Yong
Science and Global Security, 2003, Volume 11, pp. 151-202

# ВЫСОТНАЯ ТАКТИЧЕСКАЯ ПРО ТИПА THAAD: АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ СТРАТЕГИЧЕСКОЙ ОБОРОНЫ И РАССМОТРЕНИЕ НЕКОТОРЫХ МЕР ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ

### Е Инбо и Ку Йон

На основе доступной информации о системе тактической ПРО ТНААD (тактическая высотная территориальная оборона) и некоторых научно обоснованных соображений о неизвестных параметрах системы мы создали компьютерную модель ударной головки типа ТНААD, чтобы промоделировать процесс самонаведения в эндшпиле схватки с налетающими целями при разных скоростях, соответствующих тактическим и стратегическим целям. Мы промоделировали также процесс самонаведения при некоторых типах мер противодействия. Результаты моделирования демонстрируют, что с учетом существующих технологий инфракрасных датчиков, радаров наземного базирования и управляемых двигателей для ориентации и перенацеливания, во-первых, ПРО типа ТНААD будет обладать примерно одинаковыми промахом и вероятностью поражения против стратегических и тактических целей, а во-вторых, меры противодействия типа инфракрасных невидимок, глушения радаров и ложных целей обладают потенциалом срыва работы ударной головки типа ТНААD, применяющей инфракрасное самонаведение в эндшпиле схватки.

Статья получена 23 октября 2002 г. и принята к опубликованию 19 июля 2003 г.

Эта статья отражает личные выводы авторов и точки зрения, основанные на опубликованной литературе, которые не обязательно совпадают со взглядами и точками зрения Китайской академии инженерной физики.

Авторы благодарят программу исследования безопасности (SSP) при Массачусетском технологическом институте за предоставление исследовательских стипендий в рамках бывшего фонда Элтона Джонса. Авторы благодарны также д-ру Джорджу Льюису – заместителю директора SSP и автору Приложения С, и профессору Теду Постолу за предложения темы исследования и любезную помощь в завершении статьи.

Почтовый адрес: Qui Yong, MTI, 292 Main Street, E39-658, Cambridge, MA 02139. Электронный адрес: <a href="mailto:qiuyong@mit.edu">qiuyong@mit.edu</a> .

Авторы работают в Институте строительной механики Китайской академии инженерной физики.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Программа противоракетной обороны (ПРО) нынешней администрации Буша больше не вводит различия между стратегической обороной (бывшей национальной ПРО) и тактической обороной (бывшей ПРО на театре военных действий – ПРО ТВД). Администрация разрабатывает так называемую систему многослойной обороны для перехвата угрожающей ракеты на всех участках ее полета. Поэтому системы ПРО характеризуются в соответствии с теми участками, на которых они работают, а не в соответствии со своими целями. Администрация Буша планирует также использовать бывшую тактическую систему морского базирования NTW (Navy Theater Wide) для стратегической обороны и классифицировала тактическую систему ТНААD (тактическая высотная территориальная оборона — в дальнейшем будем ее называть ТВТО) как систему ПРО на конечном участке. Все эти шаги затемняют различия между концепциями тактической и стратегической обороны. Хотя это могло бы показаться только вопросом терминологии при отсутствии Договора ПРО, все еще важно понять стратегические возможности систем ПРО, действующих в верхней атмосфере.

Более того, при подобном затемнении нельзя больше измерять возможности стратегической обороны США количеством стратегических перехватчиков, как можно было делать в рамках предыдущей практики представления систем стратегической и тактической обороны

в виде совершенно различных систем, действующих против разных типов целей. Некоторые высотные тактические системы ПРО имеют компоненты, очень сходные с соответствующими элементами систем стратегической обороны, а некоторые даже пользуются одни и теми же автономными датчиками (например, спутниками DSP и радарами раннего предупреждения – РРП), что и бывшая система НПРО (сейчас система наземного базирования, предназначенная для баллистического участка – ПРОБУ). Итак, такая категория высотной тактической ПРО может обладать некоторым стратегическим потенциалом, если соответствующие ударные головки (УГ) способны перехватить стратегическую цель. А тогда возможности стратегической обороны США не определяются просто планируемой системой НББУ, а также возможностями подобных номинальных тактических систем ПРО. Более того, с учетом готовности всех совместных автономных датчиков и мобильности тактических систем, обладающих стратегическим потенциалом, похоже, что ограниченный потенциал стратегической обороны внезапно можно превратить в более широкий потенциал, а это сможет заметно изменить политические последствия американской противоракетной обороны.

Возможности ПРО обычно измеряются в единицах зоны действия и вероятности поражения данного типа целей. Зона действия – это размер и форма района, который оборона может попытаться защитить от попадания. Вероятность поражения – это вероятность того, что попытка перехвата окажется успешной. Были проведены исследования активных зон американских высотных тактических систем: THAAD (TBTO) и NTW. Но в отношении вероятности поражения доступная информация отсутствует, хотя определенно были проведены некоторые секретные оценки перед выбором конкретной конструкции системы.

Вероятность поражения для высотных систем тактической ПРО зависит от ряда факторов. В время полета с маневрами в эндшпиле, вообще говоря, длительность полета, точность измерения угла линии прицеливания между перехватчиком и целью, определение точки прицеливания и динамическая реакция УГ на команды маневрирования — вот основные факторы влияющие на промах Бели сравнивать вероятности поражения тактических и стратегических целей, то скорость сближения является единственным параметром, который предполагает характерное различие в зависимости от конкретной геометрии схватки. Впрочем, ряд независимых технических аналитиков утверждают, что увеличение скорости сближения на 25% не вызовет резкого изменения вероятности поражения. Например, Джордж Льюис и Е Инбо в 1998 г. убеждали, что если только возможности тактического перехватчика ПРО в отношении тактической боеголовки не находятся уже на пределе, то можно ожидать, что более высокая (на 25%) скорость сближения серьезно не испортит вероятности поражения, поскольку ее надо проектировать с запасом, чтобы противостоять широкому диапазону обстоятельств, которые произойдут при попытках перехвата тактических ракет большой

\_

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Вероятность поражения определяется как вероятностью попадания, так и вероятностью уничтожения при попытке вступить в бой. Поскольку в данной статье не обсуждается механизм поражения в рамках кинетической технологии, мы предполагаем, что цель оказывается определенно пораженной, как только в нее попадает ударная головка. Поэтому вероятность попадания принимается и за вероятность поражения.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Lisbeth Gronlund, George Lewis, Theodore Postol, and David Wright, "Highly Capable Theater Missile Defenses and the ABM Treaty," *Arms Control Today*, Vol.24, No.3, April 1994, 3-8.

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Д-р Чанг представил аналитическую модель рассмотрения компромисса между датчиком и перехватчиком с учетом ряда важных факторов, Результаты моделирования указывают, что хотя величина промаха возрастает с увеличением скорости сближения, ухудшение промаха при заданных параметрах не столь серьезно, чтобы помешать перехватчику, способному попасть в тактическую цель с большой дальностью, поразить также стратегическую цель. Смотрите C.B.Chang, "A Model for Sensor-Interceptor Trade-Off Analysis", Technical Report 599, Lincoln Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, 18 January 1982.

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Цель выбора точки прицеливания заключается в том, чтобы направить УГ в наиболее «смертельную» точку на корпусе цели. Этот выбор начинается с того момента, когда ИК-изображение цели превышает по размеру, по крайней мере, один пиксель.

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup> Robert W. Baas et al., "Establishing Requirements for Homing Applications," *Proceedings of the SPIE, Vol. 1339, Materials, Devices, Techniques, and Applications for Z-Plane Focal Plane Array Technology II,* San Diego, CA, USA, 12-13 July 1990, 53-76.

дальности<sup>6</sup>. Это заявление поддерживается администрацией и подрядчиками<sup>7</sup>.

Эта статья была начата как попытка оценить жизнеспособность подхода предельной скорости для Соглашения по ограничению тактической ПРО. В Хотя выход США из Договора ПРО сделал важность этого вопроса спорной, более общий вопрос о способности систем тактического ПРО верхнего эшелона перехватывать стратегические цели (и, в частности, влияние более высоких скоростей, заложенных в стратегические перехватчики) еще остается важным для понимания последствий американской программы ПРО. Одна из задач данной статьи заключается в использовании комплексной модели для оценки влияния скорости сближения на вероятность поражения в эндшпиле схватки. Вторая задача — оценка эффективности мер противодействия, предназначенных для подавления способности УГ к самонаведению в эндшпиле. Представленные анализы показывают, что одна только скорость сближения не может установить разделительную линию между тактическими и стратегическими системами, а некоторые меры противодействия способны привести к катастрофическим провалам перехвата в эндшпиле при таких параметрах системы, которые предполагаются в статье.

Вероятность поражения нельзя никоим образом легко оценить технически, поскольку трехмерное численное моделирование с шестью степенями свободы, которое обычно применяется для вычисления статистических свойств распределения расстояний промаха, требует очень много времени. Кроме того, поскольку некоторые аспекты американских программ тактической ПРО сильно засекречены, невозможно получить точные конструктивные параметры оборонительной системы, что еще более усложняет анализ вероятности поражения. Впрочем, даже без этих ограничений окажется все еще очень трудным промоделировать реальные сценарии схватки с высокой степенью доверительности.

Впрочем, в данном случае нас интересует только понимание фундаментального поведения вероятности поражения при схватках между перехватчиком и ракетой без рассмотрения всех инженерных деталей. Для этого было проведено упрощенное моделирование схватки за пределами атмосферы, которое и будет обсуждаться. В первом разделе кратко излагается система ТВТО и ее операционные характеристики. Во втором разделе создается рабочая модель типа ТВТО, основанная на доступной информации о современных ТТХ радаров наземного базирования (РНБ), инфракрасных (ИК) датчиков, системы управления ориентацией и перенацеливанием (СУОП) и навигационных устройств. На основе этой информации проведены оценки некоторых параметров системы в тех случаях, когда отсутствует доступная широкой общественности информация. В упрощенном сценарии схватки с двумя участниками вычисляются величина промаха и вероятность поражения для нескольких комбинаций параметров. Этот анализ предоставляет некоторое понимание достигаемой в настоящее время теоретической точности попадания и того, как влияют на нее изменения параметров, например, скорости сближения, а также меры противодействия. Затем в заключительном разделе обсуждаются результаты вычислений и их последствия.

Следует отметить, что данное теоретическое моделирование не предполагает заранее

\_

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> George Lewis and He Jingbo, "U.S. Missile Defense Activities and the Future of the ABM Treaty," *Physics and Society,* Vol. 27, No. 1 (January 1998), 8-10; смотрите также [2].

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup> Например, в 1994 г. генерал Малкольм О'Нейл, бывший в то время директором Управления ПРО, демонстрировал американским сенаторам зону действия системы ТНААD против МБР. Позднее он заявил: «Как указывает анализ, в схватке один-на-один против ГЧ, развернутых некоторыми стратегическими ракетами, система ТНААD при наведении из космоса будет обладать способностью противодействия нетривиальной части российских стратегических сил».

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup> Отмененное сейчас Соглашение о разграничении тактической ПРО установило скорость цели 5 км/с (эквивалентную дальности 3500 км) в качестве максимальной скорости, разрешаемой для целей тактической ПРО в рамках Договора ПРО. Это основывалось на идее, что тактическая цель, движущаяся с более высокой скоростью, выдвинет серьезные проблемы у оборонительной системы, испытанной против целей с меньшей скоростью полета. Участники переговоров могли предположить, что увеличение скорости сближения на 25-30% приведет к резкому падению вероятности поражения, делая систему тактической ПРО неэффективной против стратегических ракет, даже если вероятность поражения такой системой тактических целей остается высокой при летных испытаниях.

и не подразумевает возможности системы ПРО работать после создания в реальных условиях так, как предполагалось. Теоретические расчеты не устанавливают надежность и эффективность реальной системы при реальных обстоятельствах, включающих в себя неожиданные случаи. Это очень сложный вопрос, содержащий много факторов, которые ни одна простая модель не сможет надежно объяснить. Но такие соображения не должны помешать нам получить общие заключения на основе соответственной информации.

### ХАРАКТЕРИСТИКИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТВТО<sup>9</sup>

Система ТВТО была одной из основных программ тактической ПРО для Организации ПРО. В рамках нового Агентства по ПРО (АПРО) она классифицирована как система обороны на конечном участке. Система предназначена для вступления в бой с широким набором тактических баллистических ракет на больших расстояниях и больших высотах (в верхних слоях атмосферы и вне атмосферы). Как система высшего эшелона, она предоставляет возможности для многих перехватов и обладает повышенной зоной действия по сравнению с системами низшего эшелона (например, с системой «Патриот»). Система ТВТО состоит из пусковой установки, ракеты-перехватчика, РНБ тактической ПРО и системы ВМ/С³I (управление боем, командование, управление, связь и разведка). В табл.1 сведены технические более подробные характеристики перехватчика и радара на основе данных о системе ТВТО образца середины 1990 гг. 10

Табл. 1. Краткие технические характеристики перехватчика ТВТО, УГ и РНБ.

Компоненты	Описание				
Перехватчик	Одноступенчатый разгонный блок на твердом топливе, длительность горени				
	топлива – 17 с, скорость вылета – 2.7 км/с, УГ смонтирована спереди, полный вес – 600 кг.				
	Головка кинетического поражения, отделяющаяся от разгонного блока по				
	выгорания, охлаждаемый датчик самонаведения (InSb) работает в среднем				
	ИК-диапазоне и имеет 256х256 пикселей, окошко не охлаждается, система				
	СУОП работает на жидком топливе				
РНБ	Радар X-диапазона (~ 10 <sup>10</sup> Гц) , антенна с площадью 9.2 м <sup>2</sup>				
Добавочная информация о перехватчике и РНБ содержится в документе ОПРО 97-21, а					
также в статье Лисбет Гронлунд «Тактическая ПРО с большими возможностями и Договор					
ПРО», Arms Control Today, v.24, No. 3, April 1994, pp. 3-8. Параметры датчика					
самонаведения приведены в работе David Hughes, "U.S. prepares THAAD for Hit-to-Kill Test",					
Aviation Weeks & Space Technology, 30 October 1995, 25.					

Прежде, чем пытаться моделировать УГ ТВТО, полезно взглянуть на то, что будет делать система ТВТО, развернутая в США, во время типичной схватки с налетающей ракетой. После запуска ракеты, направленной на территорию США, произойдут следующие действия:

1. После того, как ракета пробьется сквозь облачность (но разгонный блок еще продолжит работать), ее обнаруживают и затем продолжают следить за нею с помощью спутников

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup> Использованные в этом разделе материалы (если нет специальных ссылок) заимствованы из следующих источников: Ballistic Missile Defense: 12 Years of Achievements, Prepared statement of Lt. Gen. Malcolm R. O'Neill, USA, BMDO, to the House National Security Committee, 4 April 1995; THAAD home page <a href="http://www.lmsw.external.lmco.com/thaad/">http://www.lmsw.external.lmco.com/thaad/</a>.

<sup>&</sup>lt;sup>10</sup> Система ТВТО сейчас перепроектируется, но это не влияет существенно на наш анализ, поскольку мы рассматриваем только системы типа ТВТО.

<sup>&</sup>lt;sup>11</sup> Хотя в период администрации Клинтона Соединенные Штаты заявляла, что система ТВТО не будет развернута на территории США для стратегической обороны, высокая мобильность позволяет развернуть такую систему в любой месте на американской территории.

DSP или будущих спутников инфракрасной системы космического базирования (SBIRS), располагаемых на высокой околоземной орбите. Если развернуть часть этой системы на более низкой орбите (SBIRS-Low), окажется возможным следить за ракетной целью даже после выгорания разгонной ступени. В зависимости от того, где находится место запуска, ракета немедленно (или через некоторое время после выгорания разгонной ступени) обнаруживается и отслеживается также наземными радарами, окружающими территорию США (в Англии, Гренландии, на Аляске, в Массачусетсе и Калифорнии), или будущими радарами ПРО. В случае развертывания ТВТО на территории США информация от этих датчиков будет передаваться на систему BM/C<sup>3</sup>I ТВТО. Эта наводящая информация уменьшит площадь участка неба, которую должны исследовать радары ТВТО и тем самым поможет им добиться большей дальности обнаружения. Если будут развернуты спутники системы SBIRS-Low, их измерения окажутся достаточно точными, чтобы обнаружение цели при помощи РНБ ТВТО оказалось ненужным для запуска перехватчика. На основе положения и известной динамики перехватчика ТВТО наряду с предсказываемым будущим состоянием атакующей ракеты определяется так называемая предсказываемая точка перехвата (ПТП). Это расчетное место в пространстве, где могут совпасть цель и перехватчик, создается системой ВМ/С<sup>3</sup>I ТВТО. Точность определения ПТП улучшается со временем. Как только ожидаемое значение погрешности ПТП становится меньше пороговой величины, создается программа пуска, согласно которой перехватчик может быть направлен в ПТП, и сразу выбирается и запускается перехватчик. Требуемая точность ПТП должна обеспечить высокую вероятность того, что способность перехватчика к маневрированию сможет справиться с любыми ошибками.

- 2. После пуска перехватчика радар ТВТО следит за ним и передает информацию о наведении и навигации, позволяя разгонному блоку корректировать курс с помощью управления вектором тяги на активном участке. После завершения работы разгонного блока происходит отделение УГ и начинается баллистический участок полета. УГ получает несколько улучшенных сведений о цели в процессе полета от РНБ, которые предоставляют обновленную предсказывающую информацию о положении цели, времени и скорости, чтобы блок управления УГ произвел коррекции на баллистическом участке. УГ реагирует на обновленную информацию путем маневрирования к новому значению ПТП при помощи движков перенацеливания. Система ВМ/С³I использует данные от радара для создания «карты цели и объектов» и передачи ее на УГ до того, как управление перейдет к головке самонаведения. Эта карта представляет собой набор данных, содержащий оценки положения цели и других объектов, которые, как ожидается, должны оказаться в поле зрения (ПЗ) перехватчика. 12 Она используется при определении цели.
- 3. Когда УГ долетает до заранее установленной точки передачи управления, отбрасывается защитный экран и запускаются двигатели управления ориентацией, чтобы установить головку самонаведения на тот участок неба, где ожидается присутствие цели. Чтобы ИКголовка самонаведения захватила цель, значение ПТП должно быть достаточно точным, а чувствительность и поле зрения датчика должны соответствовать этой точности.
- 4. Датчик самонаведения захватывает цель и отождествляет ее путем корреляции с ИКизображениями на карте целей и объектов или на основе собственных ИК-особенностях цели. Блок бортовой электроники (ББЭ) фильтрует данные ИК-датчика самонаведения и блока инерциальных измерений (БИИ), применяет выбранный закон навигации и алгоритм выбора точки наведения для подготовки команд, которые управляют двигателями СУОП и направляет УГ на курс соударения с целью.
- 5. Перед соударением УГ направляет на Землю информацию, которая поможет системе BM/C³I произвести оценку поражения, которая окажется полезной для последующих перехватчиков ТВТО. Если будет решено, что перехват завершился промахом, а новый перехват с помощью ТВТО невозможен, то BM/C³I передает информацию системе низшего эшелона.

\_

<sup>&</sup>lt;sup>12</sup> Поле зрения отличается от поля наблюдения, которое определяется как максимальный угол, до которого может дойти головка при сканировании путем наклона своей платформы (закрепленной на универсальном шарнире).



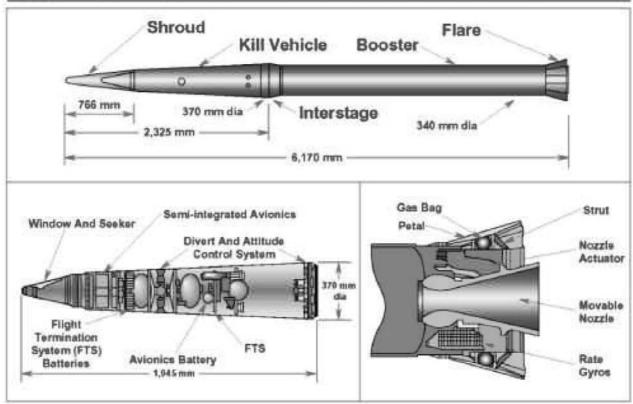


Рис. 1: Конфигурация ракеты системы ТВТО ОПРО (модель для операционных оценок пользователями).

Подписи к рисункам (сверху вниз и слева направо). Верхний рисунок: 1) защитный экран, 2) ударная головка, 3) разгонный блок, 4) раструб, 5) соединение УГ и разгонного блока. Левый нижний рисунок: 1) окошко и датчик самонаведения, 2) блок электроники, 3) СУОП, 4) батареи системы завершения полета, 5) батареи блока электроники.

Правый нижний рисунок: 1) баллон с газом, 2) распорка. 3) лепесток, 4) исполнительный механизм сопла, 5) подвижное сопло. 6) гироскоп с двумя степенями свободы.

### МОДЕЛИРОВАНИЕ МАССЫ УДАРНОЙ ГОЛОВКИ ТВТО

Очень существенное условие для попадания в цель заключается в том, что способность УГ к маневрированию должна быть достаточной, чтобы удалить ошибки ПТП и позволить УГ достигнуть цели.

Поскольку количество топлива на УГ, «сухая» масса самой УГ и длительность ее полета в эндшпиле входят в число наиболее важных факторов, определяющих способность УГ к маневрированию, необходима массовая модель УГ для оценок ее ТТХ.. Размер перехватчика и ограничения на его массу, которые связаны со стоимостью системы и требованиями к транспортировке, ограничивают количество топлива, доступного для УГ.

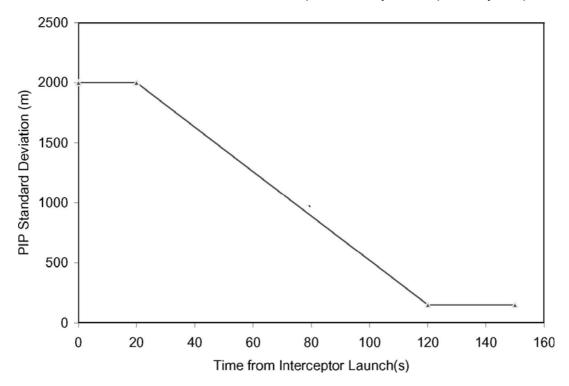
Хотя полный размер УГ приведен на рис.1, официальные сведения об ее массе недоступны для общественности $^{13}$ . В этом разделе путем оценок точности определения ПТП и на

<sup>&</sup>lt;sup>13</sup> Это конфигурация СООП (система операционных оценок пользователем). С ней можно ознакомиться в Интеренте: <a href="http://www.acq.osd.mil/bmdo/bmdolink/pdf/38112.pdf">http://www.acq.osd.mil/bmdo/bmdolink/pdf/38112.pdf</a> . СООП не является той версией, которая будет развернута. Как отмечалось ранее, это не вызывает серьезной озабоченности, поскольку мы интересуемся оценкой относительных характеристик перехватчика типа ТВТО, а не реальной ТВТО.

основе TTX системы перенацеливания УГ, а также определяя на основе подобия размеры баков с топливом и окислителем, мы выводим массовую модель УГ.

#### Точность ПТП

Изменение точности ПТП в зависимости от времени – это очень важное условие при конструировании оборонительной системы, поскольку его можно обменять на способность перенацеливания УГ. Как показано в Приложении А, в схватке с участием перехватчика типа ТВТО ошибка ПТП может достигать 1.29 км при начале баллистического полета УГ, а затем снизиться до 80 м к моменту начала полета в эндшпиле. Чтобы оставаться консервативными, предположим, что ошибка определения ПТП (1  $\sigma$ ) составляет 2 км в диапазоне от 0 с до 20 с (в это время перехватчик находится большей частью на активном участке), а затем падает линейно с временем до 150 м на 120-й секунде и остается без изменения до 150-й секунды (начало эндшпиля). Эта упрощенная модель временного графика показана на рис.2. Подобное изменение точности ПТП относится к продольному и поперечному направлениям.



**Рис.2:** Предположение об ошибках ПТП, использованное в нашем анализе. В момент запуска перехватчика считается, что ошибка ПТП равна 2000 м; затем она падает от 2000 м до 150 м. Это предположение основано на нашем анализе точности слежения при помощи автономных датчиков по обоим направлениям – продольному и поперечному. По оси Y отложена точность определения ПТП (м), по оси X – время от момента пуска перехватчика (с)

### Требования к маневрированию на баллистическом участке

Точность определения ПТП улучшается в процессе баллистического полета УГ и обновленные данные о ПТП передаются на УГ в процессе ее полета к цели. В нашей модели двигатели перенацеливания УГ включаются несколько раз, чтобы поместить УГ в «корзину передачи» с диаметром 150 м до предсказываемого момента, когда ИК-датчик самонаведения УГ захватит цель.  $^{14}$ 

Авторам неясно, как улучшенная информация о ПТП фактически используется системой перенацеливания, но общее правило должно быть таким: чем быстрее, тем лучше и чем чаще, тем лучше. Сообщалось, что систему СУОП можно применять шесть раз в реальной ситуации. 15

Как показано в табл.2, два подобных маневра на баллистическом участке через 50 с и 120 с посл запуска перехватчика потребуют запаса скорости на перенацеливание 48.8 м/с. Если выполняются шесть таких маневров в течение баллистического полета УГ, начиная с 35 с и завершая на 110 с, каждый через 15 с, то потребуется запаса скорости на перенацеливание всего 24.4 м/с для выполнения такой работы на баллистическом участке. Более высокая частота перенацеливаний улучшает эффективность маневрирования, но это улучшение несущественно.

**Табл. 2.** Требования к перенацеливанию для удаления ошибки  $(1\sigma)$  с помощью двух маневров.

Порядок	Время между манев-	Максимальное уда-	Максимальная требуемая		
маневров	ром и перехватом	ляемое расстояние	скорость на перенацеливание		
Первый	100 c	555 м	5,6 m/c		
Второй	30 c	1295 м	43,2 м/с		
Время для достижения скорости на перенацеливание зависит от ускорения системы пере-					
нацеливания. Оно очень мало при ускорении 3д и им в статье пренебрегают.					

На основе этого анализа разумно предположить, что запас скорости 100 м/с для перенацеливания на баллистическом участке окажется достаточным, чтобы с достоверностью  $3\sigma$  убрать ошибку ПТП в 1.85 км. При этом остается только 0.3% вероятности недостаточной способности перенацеливания в одном направлении. Позднее мы увидим, что такое перенацеливание на баллистическом участке (с запасом скорости 100 м/с) совместно с управлением ориентацией на баллистическом участке приведут к потреблению около 47% всего запаса топлива УГ.

### Топливо ударной головки ТВТО

Теперь оценим количество топлива, которое может быть доступно для УГ во время полета на баллистическом участке и в эндшпиле.

Прежде всего, предполагается, что топливом станет смесь монометилового гидразина (ММГ) и тетраоксида азота ( $N_2O_4$ ) — это наиболее распространенная топливная смесь для тяги космических аппаратов. Тетраоксид азота (TOA) возгорается самопроизвольно при контакте с ММГ и поэтому не требуются специальные зажигатели. Это свойство делает практичным импульсный режим с топливными компонентами, способными к хранению.

Топливный бак и бак для окислителя можно хорошо различить на рис.1. Похоже, что оба имеют эллипсоидальную форму и одинаковы по размеру. Поскольку рис.1, как предполага-

<sup>&</sup>lt;sup>14</sup> Позднее мы увидим, что стандартное отклонение УГ при определении положения составляет около 25 м при начале эндшпиля. Поэтому распределение ошибки определения положения точки передачи управления на уровне трех отклонений (3 σ) составит круг диаметром 150 м.

<sup>&</sup>lt;sup>15</sup> Michael A. Dorenheim, "THAAD Second Source Unlikely, Arms Says," *Aviation Week & Space Technology*, 24 March 1997, 33.

ется, выполнен в масштабе, можно получить размеры обоих баков, определив масштаб рисунка. Три измеренных диаметра баков составляют 130 мм, 220 мм и 220 мм. Плотности ММГ и ТОА при  $68^{0}$ F равны  $0.8765 \, \text{г/см}^{3}$  и  $1.447 \, \text{г/см}^{3}$ , соответственно, что приводит к полной массе топлива и окислителя  $7.7 \, \text{кг.}^{16}$ 

Если оба бака имеют одинаковый размер и наполнены до краев, топливное соотношение (TC) составит 1.65 при  $68^{0}$  F. Двухкомпонентная смесь ММГ/ТОА создает максимальный удельный импульс  $I_{sp}=336$  с, когда TC имеет оптимальную величину, равную 2.19. <sup>16</sup> Из-за неопределенностей, связанных с TC, и в связи с тем, что значение  $I_{sp}$  составляет около 80% от теоретического, когда ширина импульса меньше 20 мс, среднее значение  $I_{sp}$  предполагается равным 270 с. <sup>17</sup>

Предполагается, что 10% топлива потребляется для управления ориентацией во время баллистического полета и полета в эндшпиле. Если полное количество топлива, использованного на баллистическом участке с учетом топлива для управления перенацеливанием и ориентацией, обозначить  $M_{\text{бал}}$ , то топливо, использованное для перенацеливания на баллистическом участке равно  $0.9M_{\text{бал}}$ , а топливо для перенацеливания в одном направлении, составит  $0.5 \times 0.9M_{\text{бал}} = 0.45M_{\text{бал}}$ . Применив уравнение ракетного движения в одном направлении для подсчета запаса скорости на баллистическом участке, получим

$$\Delta V_1 = I_{sp}g \ln[M_{vr}/(M_{vr} - 0.45M_{6an})]$$
 (1)

где  $\Delta V_1$  — требование на перенацеливание в этом направлении для баллистического участка,  $M_{yr}$  — масса ударной головки при запуске, включая сухую массу УГ, защитный экран и топливо, g — ускорение силы тяжести, а  $I_{sp}$  — удельный импульс топлива.

Масса УГ при пуске принята равной 44.5 кг (включая 5 кг массы экрана) на основе оценок Теодора Постола, определившего, какую массу разгонный блок ТВТО может разогнать до скорости 2.7 км/с. <sup>18</sup> Затем, если подставить в уравнение значения g (10 м/с²) и  $I_{sp}$  (270 с), получим для значения  $\Delta V_1$  = 100 м/с, предполагавшегося в предыдущей части раздела, величину  $M_{6an}$ , равную примерно 3.6 кг, 10% которой используется для управления ориентацией, а 90% - для перенацеливания.

Поэтому к началу эндшпиля остается 4.1 кг топлива. В соответствии с нашим предположением, 5% топлива остается неиспользованным. Тогда УГ обладает примерно 3.72 кг топлива, доступным для управления ориентацией и перенацеливанием в эндшпиле. Если на перенацеливание идет 90% этого топлива, как предполагалось ранее, то 3.35 кг всего топлива можно использовать на перенацеливание в двух направлениях (по 1.68 кг в каждом). С помощью уравнения реактивного движения оцениваем, что это топливо может обеспечить запас скорости около 150 м/с на перенацеливание в эндшпиле для каждого направления. 19

### Тяга и ускорение ударной головки

Ускорение нашей модели УГ принимается равным 3 g при сравнении с ускорением УГ ЛВС (см. Приложение В). Поскольку масса УГ в начале эндшпиля составляет около 36 кг, для ускорения 3g потребуется 1020 H поперечной отклоняющей силы. <sup>20</sup> Такая сила потребует расхода топлива 0.4 кг/с при  $I_{sp}$  = 270 с. <sup>21</sup> Топливо в количестве 1.68 кг сможет обеспечить непрерывную работу двигателя перенацеливания в течение около 4.2 с. Эти 4.2 с перенаце-

<sup>&</sup>lt;sup>16</sup> Charles D. Brown, *Spacecraft Propulsion* (Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996).

<sup>&</sup>lt;sup>17</sup> D. Ruttle et al., "Development of miniature 35-LBF fast response biopropellant divert thruster," AIAA 93-2585, AIAA/SAE/ASME/ASEE 29<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit, 28-30 June 1993, Monterey, CA.

<sup>&</sup>lt;sup>18</sup> Theodore Postol, "Estimated Properties of THAAD Interceptor," working paper.

<sup>&</sup>lt;sup>19</sup> Это усредненная скорость перенацеливания в двух направлениях. Реально УГ может потратить больше топлива для перенацеливания в одном направлении, если это понадобится. <sup>20</sup> С учетом этой тяги ускорение окажется слегка более высоким в конце перенацеливания, поскольку УГ становится более легкой, но мы пренебрежем этим.

<sup>&</sup>lt;sup>21</sup> Здесь предполагается, что двигатели перенацеливания не могут регулировать расход топлива.

ливания смогут устранить максимальное расстояние около 1 км при работе в течение 10 с или 330 м за 5 с.

Итак, была разработана массовая модель УГ типа ТВТО. Наша модель УГ обладает полной способностью перенацеливания (баллистический участок и эндшпиль) около 500 м/с, что сравнимо с соответствующей величиной 420-550 м/с для УГ ЛВС (см. Приложение В), но наша величина меньше, чем сделанная нами оценка в 760 м/с для ударной головки ПРОБУ. Более того, различие способностей к перенацеливанию между УГ ПРОБУ и нашей УГ типа ТВТО больше, чем может показаться, поскольку УГ ПРОБУ обнаруживает цель на большем расстоянии и это позволяет ей добиться больших расстояний на перенацеливание.

### УПРОЩЕННАЯ МОДЕЛЬ ИМИТАЦИИ ЭНДШПИЛЯ

Теперь мы опишем геометрию эндшпиля и основные допущения, сделанные для упрощения имитации, а затем мы обсудим модели имитации некоторых ключевых подсистем, которые важны для определения величины промаха.

### Геометрия схватки

Геометрия схватки при захвате цели и некоторые начальные кинетические параметры показаны на рис.3. Ось X проходит через номинальное положение УГ и номинальное положение цели.<sup>22</sup> Ось Y перпендикулярна оси X, а начало координат находится в центре УГ.<sup>23</sup>

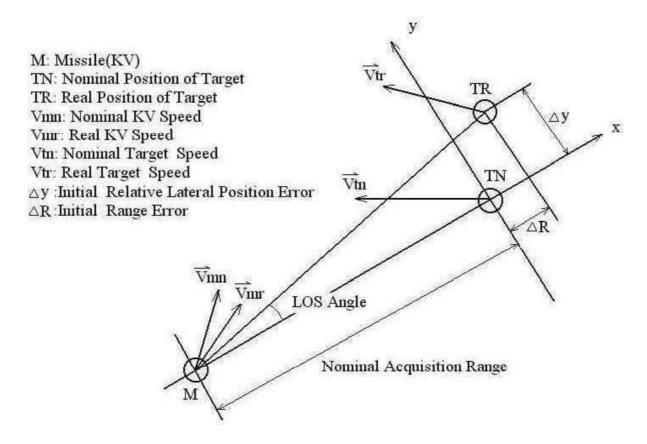
Номинальное положение УГ считается точным и все ошибки описываются относительно УГ. Отклонение реального положения от номинального значения описывается компонентами X и Y, называемыми ошибкой по дальности и поперечной ошибкой, соответственно. Они могут выражаться в виде компонентов продольной и поперечной ошибок РНБ ТВТО для данной геометрии. Если бы цель, УГ и РНБ находились на одной линии, то ошибка дальности УГ совпадет с ошибкой дальности РНБ, а ошибка поперечного положения УГ совпадет с аналогичной ошибкой РНБ. Отклонение фактической скорости сближения от номинальной также описывается в X- и Y-компонентах, называемых ошибкой изменения дальности и ошибкой относительной поперечной скорости, соответственно.<sup>24</sup> Они связаны с точностью оценок скорости при помощи РНБ.

При дальности обнаружения 50-100 км УГ проходит в эндшпиле максимум 15-30 км. Отметим, что расстояние между РНБ и ПТП равно примерно 270 км при начале эндшпиля, а УГ может находиться на расстоянии до 235-255 км от РНБ в начале эндшпиля (см. Приложение А), что указывает на начальную ошибку поперечного положения примерно 25 м, если радар находится на одной линии с УГ и целью (согласно Приложению А угловая точность слежения равна 0.0001 радиана). В то же самое время цель расположена в 290-330 км от РНБ, что говорит об ошибке поперечного положения около 35 м. Итак, когда ВМ/С³І передает информацию о положении на УГ, относительная ошибка в положении между УГ и целью составляет около 60 м в начале эндшпиля. Поэтому примем значение стандартного отклонения (1  $\sigma$ ) начальной относительной поперечной ошибки, равное 60 м.

<sup>&</sup>lt;sup>22</sup> В данном случае понятие «номинальный» означает «известный оборонительной системе».

<sup>&</sup>lt;sup>23</sup> Система координат для реальной оборонительной системы должна быть более общей и более сложной, но выбор координат на повлияет на основной физический закон, который мы собираемся изучить.

<sup>&</sup>lt;sup>24</sup> Скорость сближения определяется как взятая со знаком минус производная от изменения расстояния между УГ и целью.



**Рис.3:** Геометрия эндшпиля, использованная при моделировании процесса самонаведения в эндшпиле.

Обозначения: М- ракета (УГ); ТN – номинальное положение цели; TR – реальное положение цели;  $V_{mn}$  – номинальная скорость УГ;  $V_{mr}$  – реальная скорость УГ;  $V_{tn}$  – номинальная скорость цели;  $V_{tr}$  – реальная скорость цели;  $V_{tr}$  – реальная ошибка поперечного положения;  $V_{tr}$  – начальная ошибка дальности; LOS Angle – угол линии прицеливания; Nominal Acquisition Range – номинальная дальность захвата.

Радар обладает гораздо более высокой измерительной способностью по дальности. При отношении величины сигнала к шуму, равном 25, и ширине полосы 1 ГГц точность измерения в продольном направлении составит всего около 1.5 см.  $^{25}$  Впрочем, если линия прицеливания между УГ и целью перпендикулярна линии видимости между РНБ и УГ, то ошибка дальности для УГ окажется равной радарной ошибке поперечного положения, которая в этой статье принята равной 60 м.

Непросто оценить возможности РНБ для измерения скорости, отчасти потому, что измеряются продольные и поперечные компоненты. Но доступны некоторые точки для сравнения. Одна из них — это проведенная Моше Вейссом оценка ошибки скорости удара о цель, равной 1.8 м/с, которая получена при фильтрации данных о слежении радаром раннего предупреждения (см. Приложение A). Точность слежения у РНБ должна быть на таком же уровне, если не лучше. Другая оценка скорости произведена Теодором Постолом, кто подсчитал, что неопределенность радиального компонента скорости цели, измеренная РНБ ТВТО, составляет около 2.9 м/с. Если быть очень консервативным, предположим, что стандартные отклонения (1  $\sigma$ ) начальной ошибки относительной скорости в продольном и поперечном направлениях равны 10 м/с (как мы увидим позднее, это относительно высокое значение не

•

<sup>&</sup>lt;sup>25</sup> Использованная для расчета формула имеет вид  $\delta_R = (c/4\beta)(S/N)^{1/2}$ , предполагается, что ширина полосы  $\beta$  = 1 ГГц составляет 10% частоты радара. Более детальное обсуждение приведено в книге J. C. Toomay, *Radar Principles for the Non-Specialist* (New Jersey, Scitech Publishing Inc. and Washington, SPIE OPTICAL Engineering Press, 1989, second edition), 87.

<sup>&</sup>lt;sup>26</sup> "Multiple Target Engagement Capabilities of a THAAD GBR Radar Operating in an ABM Mode", Theodore Postol, working paper. Цитируется с разрешения автора.

вызывает никаких проблем).

Если перейти к требованиям на перенацеливание в эндшпиле, то вместо ошибок ПТП будет понятнее использовать так называемый промах без влияния коррекции (ПБК) — это величина промаха в том случае, когда во время полета УГ в эндшпиле не предпринимается никакой коррекции. ПБК равно сумме произведения начальной относительной поперечной скорости на длительность полета и начальной ошибки поперечного положения. Величина ПБК 100 м получается при ошибке начальной поперечной скорости 10 м/с и длительности полета в эндшпиле 10 с. Если добавить ошибку поперечного положения 60м, то максимальная величина ПБК составит 160 м. Мы предполагаем, что стандартное отклонение (1  $\sigma$ ) ошибки ПБК равно 150 м.

### Основные предположения

В нашем анализе использованы следующие предположения:

- 1. Схватка происходит за пределами атмосферы, так что нет ни аэродинамических сил, ни оптических эффектов, ухудшающих ТТХ ИК-датчика самонаведения. Цель движется с постоянной скоростью. Поскольку мы рассматриваем эндшпиль длительностью всего около 10 с, можно пренебречь влиянием силы тяжести или же учесть их в законе наведения. По тем же причинам мы не касаемся кривизны Земли.
- 2. Модель кинетики УГ и цели предполагает, что ускорение УГ перпендикулярно начальной номинальной линии прицеливания, которая выбрана как ось X, и поэтому оно не оказывает влияния на скорость изменения дальности. <sup>27</sup> Мгновенные значения дальности и скорости изменения дальности оцениваются блоком бортовой электроники на основе информации, полученной от РНБ непосредственно перед захватом цели.
- 3. УГ всегда правильно направляется на «корзину передачи» в конце баллистического участка, так чтобы УГ находилась в таком положении, которое позволяет увидеть цель. Система управления ориентацией работает правильно, чтобы головка самонаведения смогла зацепиться за цель.
- 4. Маневры УГ по азимуту и углу возвышения не связаны между собой. Количество топлива, потребленного в моделируемом направлении просто удваивается для получения полного потребления топлива; это справедливо в среднем, но более часто приводит к ситуации, когда УГ остается без топлива.
- 5. Для упрощения вычисления вероятности поражения УГ и цель рассматриваются как две сферы с диаметрами 0.5 м и 1 м, соответственно. Это потребует величины промаха (если измерять расстояние между центрами) менее 0.75 м при успешном перехвате.

### Подсистема датчика самонаведения

Даже если УГ обладает достаточными возможностями перенацеливания в эндшпиле, чтобы ликвидировать ПБК, надо будет также удовлетворить другим условиям для успешного попадания в цель. Одно из них заключается в том, что датчик самонаведения УГ должен знать угловое положение цели с достаточной точностью.

ИК-датчик самонаведения принимает ИК-сигнал от цели. Этот сигнал обновляется и передается процессору ИК-изображения с заданной частотой. Угловое положение цели относительно оси визира датчика самонаведения получается затем путем определения положения ИК-сигнала на фокальной плоскости. Этот угол добавляется к считываемому блоком инерциальных измерений углу визира датчика самонаведения для получения инерциального

<sup>&</sup>lt;sup>27</sup> На самом деле, ускорение перенацеливания направлено перпендикулярно продольной оси УГ, так что наиболее эффективный путь использования перенацеливания заключается в совмещении этой оси с мгновенным положением линии прицеливания. Из-за положения окошка датчика самонаведения возможен угол 5-15<sup>0</sup> между осью УГ и линией прицеливания. Это не вносит поправок в скорость изменения дальности и в величину тяги по оси Ү. Вклад этого малого угла в значение тяги по оси Ү может быть скомпенсирован , поскольку угол известен. Изменение скорости изменения дальности гораздо менее важно, чем ошибка в оценке скорости сближения.

угла линии прицеливания. Точность измерений, частота обновления данных и дальность захвата – вот три главные характеристики подсистемы датчика самонаведения.

Угол зрения и количество пикселей в матрице, лежащей в фокальной плоскости датчика самонаведения, определяют точность измерений. Поле зрения (угол, покрываемый фокальной плоскостью, в одном направлении), предполагается равным 1 градусу (см. Приложение В). Для схватки за пределами атмосферы и для фокальной плоскости, имеющей 256х256 пикселей ( около 68 мкрад на пиксель) разумно предположить следующее:

- 1. Ошибка измерений за пределами линии визирования датчика самонаведения составляет менее одного пикселя по трем причинам. Во-первых, изображение сферы диаметром 1 м занимает максимально 2х2 пикселей, если дальность превышает 15 км; это условие удовлетворяется, по крайней мере, для 85% длительности полета при дальности обнаружения 100 км. Во-вторых, дрожание изображение, вызываемое наличием воздуха, отсутствует за пределами атмосферы. В третьих, можно использовать алгоритм обработки данных для получения точности, меньшей размера пикселя, когда размер изображения превышает один пиксель.
- 2. Ошибка при выборе точки прицеливания, которая в этом случае равна расстоянию между точкой прицеливания, выбранной ударной головкой, и центром цели, также меньше одного пикселя.
- 3. Начальные отклонения при визировании оказывают влияние на измерение угла линии прицеливания, но не на скорость изменения этого угла. Дрейф гироскопа и шумы вот основные источники ошибок, влияющих на скорость изменения угла линии прицеливания. Если эндшпиль длится только 10 с, точность гироскопа составляет 48 мкрад для гироскопа с ТТХ, соответствующим уходу на один градус в час (см. Приложение В), что меньше точности одного пикселя (68 мрад).

Основываясь на вышесказанном, предположим, что полная ошибка измерения линии прицеливания, связанная с ошибками датчика самонаведения, блока инерциальных измерений и выбора точки прицеливания, представляет из себя равномерно распределенный случайный шум, характеризуемый полушириной. Поскольку каждая из трех ошибок меньше одного пикселя, предположим, что полуширина шума равна трем пикселям, или 204 мкрад. Равномерно распределенный шум хуже гауссовского с точки зрения УГ.

Предполагается, что головка самонаведения и процессор изображения обновляют данные с частотой 50 Гц. 28 Тогда с такой же частотой компьютер, управляющий наведением, выдает управляющие команды на СУОП. Основной командный период — обратная величина от этой частоты - составит в этом случае 20 мс. Предполагается, что существует задержка во времени длительностью в один кадр до того, как данные от процессора изображения можно будет использовать в системе наведения. Эти характеристики нетрудно получить с учетом современного уровня компьютерной технологии.

Дальность захвата зависит от установки системы датчика самонаведения (тип матрицы в фокальной плоскости, ее чувствительность, размер оптической системы), инфракрасного фона и интенсивности ИК-сигнала от цели, который, в свою очередь, зависит от размера цели, ее поверхностного покрытия и температуры. В Приложении С оценивается, что минимальная дальность обнаружения для УГ типа ТВТО с определенным набором параметров составит, по крайней мере, 120 км. <sup>29</sup> Требования к дальности обнаружения вытекают из разных соображений: (1) желательно получить обнаружения пораньше, поскольку УГ нуждается в достаточном количестве измерений положения цели для получения точных оценок положения цели; (2) при фиксированной скорости сближения большая дальность обнаружения

<sup>29</sup> В статье "Hughes gets ready to launch its LEAP version," *SDI Monitor*, 28 February 1992 утверждается, что дальность захвата ГЧ составляет 100-200 км для Hg-Cd-Te – детектора. Как упоминалось в Приложении В, компания «Райтеон» утверждает, что современная УГ «Аедиз» ЛВС обладает дальностью захвата свыше 300 км. УГ современного перехватчика наземного базирования для баллистического участка (бывшая НПРО) обладает более высокой дальностью захвата.

<sup>&</sup>lt;sup>28</sup> Расчеты дальности обнаружения в Приложении С показывают, что ТТХ фокальной матрицы соответствуют обновлению данных с частотой 50 Гц при дальности захвата 120 км.

приведет к большей длительности полета, что, в свою очередь, может либо ослабить системные требования к ПБК, либо снизить требования к способности перенацеливания и к массе топлива.

### Фильтр Калмана

Точность слежения УГ – это не просто точность измерений датчика самонаведения. Она улучшается по мере того, как растет число измерений, поскольку результаты всех измерений проходят через оптимальный фильтр цифрового шума, называемый фильтром Калмана. Мы применяем очень простой фильтр Калмана с двумя меняющимися состояниями, чтобы получить оптимальную оценку относительных поперечных положения и скорости. Точность фильтра зависит от следующих факторов: (1) точность описания динамики системы (несовершенство модели); (2) величина шума и точность знания статистических свойств измерений; (3) число измерений.

Фильтр Калмана дает наилучшую оценку скорости изменения линии прицеливания, которая затем будет использована для вычисления желаемого ускорения на основе закона пропорционального наведения.

#### Закон наведения и характеристика перенацеливания

Как только фильтр Калмана обеспечит оценку состояния цели, применяется закон наведения для получения команд на перенацеливание, которые точно наводят УГ на попадание, если предположить, что динамическая реакция двигателей перенацеливания достаточна для правильного выполнения команд.

Предполагается, что УГ пользуется пропорциональным наведением, закон которого имеет следующий вид:

$$n_c = N' \cdot V_c \cdot \lambda' \tag{2}$$

где  $n_c$  – команда на ускорение, направленное перпендикулярно линии прицеливания,  $N^{'}$  – эффективный коэффициент пропорциональности,  $V_c$  – скорость сближения, а  $\lambda^{'}$  – скорость изменения линии прицеливания. Величина  $N^{'}$  выбирается при проектировании системы наведения и обычно лежит в интервале 3-5, здесь мы выбираем значение 3. Величина  $V_c$  – это номинальное значение, известное обороне и заранее передаваемое на УГ еще до обнаружения цели. Величина  $\lambda^{'}$  поступает от фильтра Калмана, который фильтрует измерения линии прицеливания и вычисляет скорость ее изменения.

Двигатели перенацеливания имеют только один постоянный уровень тяги (она или включена, или выключена), а не переменную тягу, а система наведения управляет только длительностью промежутка между включением и выключением. Поэтому на выходе системы управления должны появляться команды включения-выключения и информация о длительности импульса.

ТТХ двигателя характеризуются его номинальной тягой, частотой повторения и временем реакции (это время, необходимое для того, чтобы тяга выросла от нуля до 90% от номинальной величины). Эти параметры определяют, насколько быстро и точно может УГ поставить себя на курс к столкновению с целью, если выходные данные управления верны. Мы уж предположили, что в модели массы УГ тяга одного двигателя составляет 1080 Н. Согласно данным по испытаниям двигателей  $\Pi BC^{31}$  повторяемость действия в среднем составляло  $\pm 10\%$  и  $\pm 15\%$  при ширине импульса больше и меньше, чем 20 мс, соответственно,

<sup>&</sup>lt;sup>30</sup> Более детальную информацию о фильтре Калмана можно найти в книге Paul Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance* (Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 176, Third Edition, 1966); Arthur Gelb, *Applied Optimal Estimation* (The MIT Press, May 15, 1974).

<sup>&</sup>lt;sup>31</sup> Тяга, перпендикулярная мгновенной линии прицеливания, может оказаться меньше истинного значения тяги, поскольку продольная ось УГ может отклоняться от линии прицеливания. Это можно компенсировать, поскольку известна ориентация УГ.

а время реагирования составило 5 мс для команды «вкл» и 3.8 мс для команды «выкл». Поэтому разумно предположить, что повторяемость тяги для двигателей УГ типа ТВТО составит  $\pm 15\%$  от номинального значения (однородное распределение), а время реагирования будет равно 5 мс для команд любого типа («вкл» и «выкл»).

Двигатели перенацеливания способны на тонкую корректировку поперечного расстояния. Минимальный бит скорости перенацеливания равен произведению времени реагирования на ускорение и равен 0.15 м/с для УГ типа ТВТО. Минимальный бит поперечного расстояния в пределах 20 мс может быть сведен до 3 мм и такую способность можно использовать для тонкой коррекции положения УГ, когда время очень близко к моменту перехвата, так что УГ попадет в конкретную часть цели.

Если оцененная длительность полета окажется верной, а оцененные поперечное расстояние и скорость также верны, то величина промаха может быть очень малой. В другом случае ошибка при оценках фильтром Калмана поперечной скорости вместе с ошибкой длительности полета также внесут свой вклад в окончательную величину промаха. В первом примере моделирования будет показано что фильтр Калмана может оценить относительную поперечную скорость с точностью до 0.5 м/с при наших предположениях.

На основе всей этой информации и сделанных ранее предположений была создана упрощенная численная программа для имитации полета УГ в эндшпиле. Если в данном имитировании определены начальные условия, можно вычислить величину промаха. Для определения статистических свойств величины промаха был принят метод Монте-Карло, чтобы вычислять вероятность поражения. В качестве случайных переменных, влияющих на величину промаха, рассматривались: (1) начальные геометрические и кинетические параметры при обнаружении и захвате цели, которые приобретают случайный характер из-за статистических свойств ПБК и возможностей РНБ (мы считаем, что на точности ПБК и измерения РНБ не влияют изменения скорости цели); (2) измерения датчиком самонаведения углов линии прицеливания относительно фактической линии прицеливания; (3) реальные полученные величины тяги относительно номинальной тяги.

### ПРИМЕРЫ ИМИТИРОВАНИЯ

В дальнейшем мы начинаем с самого простого прогона программы, когда оборона обладает точной начальной информацией о дальности и скорости сближения в момент захвата цели. Затем мы усложняем моделирование, добавляя ошибки к дальности и скорости сближения. Эти примеры с единичными прогонами нельзя, конечно, использовать для вычисления вероятности поражения, которая является статистической величиной, но они помогают увидеть, как работает имитирование и какими способностями обладает предполагаемая УГ. В разделе, где изучаются разные случаи, мы оценим вероятность поражения тактических и стратегических целей, а также некоторые меры противодействия.

## Единичный прогон программы с точной информацией о дальности и скорости сближения

Пример1. Тактическая цель с точно известными дальностью и скоростью сближения.

В первом примере УГ летит со скоростью 2.7 км/с, чтобы вступить в лобовую схватку (угол встречи  $180^{\circ}$ ) с тактической целью, движущейся со скоростью 5 км/с. Начальная дальность и скорость сближения точно известна ударной головке в момент захвата цели, что приводит к точному определению длительности полета. Относительное поперечное положение и относительная поперечная скорость цели, ставшие известными ударной головке в момент захвата, равны 0 м и -20 м/с, соответственно, а реальное относительное поперечное положение и реальная относительная поперечная скорость цели составляют 60 м и 10 м/с. Дальность захвата цели ИК-датчиком самонаведения составляет 50 км.

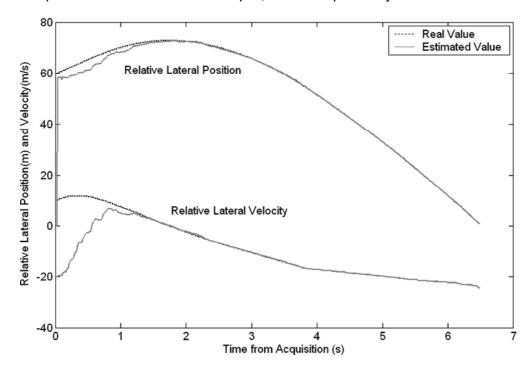
Результаты расчета показывают, что окончательное расстояние промаха составит –0.05 м, что гораздо меньше, чем 0.75 м – это указывает на успешный перехват. Количество потребленного топлива оказалось равным 3.36 кг, или примерно 84% топлива в начале энд-

\_

<sup>&</sup>lt;sup>32</sup> Смотрите [17].

шпиля.<sup>33</sup> В этом случае фактическое значение ПБК составляет 120 м.

Кривые на рис.4 иллюстрируют изменения фактических относительных положения и скорости и оценки, произведенные фильтром Калмана на борту УГ. Они показывают, что УГ может быстро корректировать ошибки в оценках своих относительных поперечных положения и скорости. Кривые рассчитанных поперечных положения и скорости сходятся с кривыми фактических положения и скорости примерно через две секунды, которые тратятся на измерение положения цели и на коррекцию положения УГ. В это же время УГ постепенно устанавливает вектор относительной скорости по линии прицеливания путем коррекции относительной поперечной скорости. Затем УГ плавно наводится на точку перехвата с небольшим поперечным перенацеливанием, поскольку УГ находится на верном курсе для попадания в цель, если скорость изменения ее линии прицеливания равна нулю.



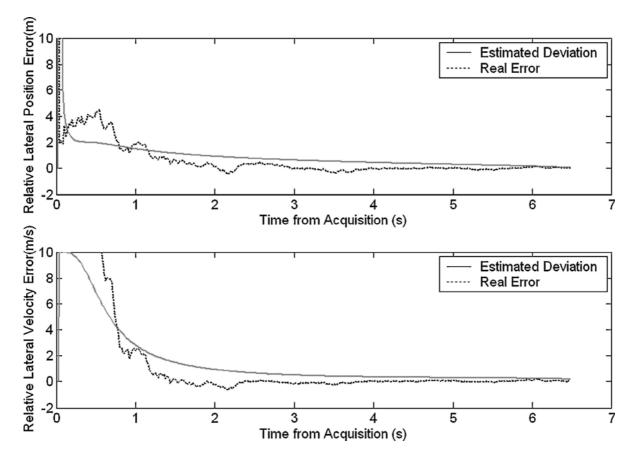
**Рис.4:** Изменение со временем продольного положения и продольной скорости для первого примера. Относительные значения поперечного положения и поперечной скорости цели, летящей со скоростью 5 км/с, становятся известными ударной головке в момент захвата (это 0 м и –20 м/с, соответственно), а фактические значения относительного поперечного положения цели и ее относительной поперечной скорости составляют 60 м и 10 м/с. Маневр обеспечивает почти нулевые ошибки относительного поперечного положения, что приводит к попаданию. Как видно из рисунка, величина промаха составляет только –0.05 м.

Верхняя кривая — относительное поперечное положение (численные значения в метрах отложены по оси Y). Нижняя кривая — относительная поперечная скорость (численные значения в м/с отложены по той же оси). Точками обозначаются реальные значения, а сплошная кривая соответствует расчетным значениям. По оси X отложено время от момента захвата цели (в секундах).

Рис.5 дает лучшее понимание того, насколько быстро улучшается оценка ударной головкой положения и скорости со временем и насколько она точна в результате. Этот рисунок показывает фактическую ошибку поперечного положения и стандартное отклонение  $(1\sigma)$  ошибки при оценке положения УГ, а также приводит аналогичную информацию для поперечной скорости. Было найдено, что в последние полсекунды точность определения положения и скорости при помощи фильтра Калмана достигают значений 0.25 м и 0.5 м/с, соответственно. К этому времени УГ уже провела около 300 измерений (6 с и 50 Гц). Точности оценок поперечных положений и скоростей непосредственно перед перехватом лучше, чем 0.015 м и 0.25 м/с, соответственно.

<sup>&</sup>lt;sup>33</sup> В дальнейшем, говоря о затраченном количестве топлива, мы подразумеваем удвоение количества топлива, затраченного в одном направлении.

Двигатели перенацеливания быстро реагируют на соответствующие команды, а минимальный бит коррекции расстояния этими двигателями также оказывается малым, что приводит к очень небольшой величине промаха. Этот результат показывает, что сочетание предполагаемых ТТХ системы датчика и системы перенацеливания способствует поражению целей в виде тактических ракет. По крайней мере, это касается тех ТТХ, которые работают в эндшпиле.



**Рис.5:** Фактические и подсчитанные ошибки относительных значений поперечного положения (верхний график) и поперечной скорости (нижний график) для Примера 1. Видно, что ошибки вычисления относительных значений положения и скорости УГ уменьшаются по мере роста числа измерений. Точность расчетов достигает 0.25 м и 0.5 м/с, соответственно, к последней половине секунды. Ошибки откладываются по оси Y. По оси X отложено время от момента захвата цели (в секундах). Точечная кривая — это реальные ошибки, а сплошной линией показаны расчетные отклонения.

Пример2. Стратегическая цель с точно известными дальностью и скоростью сближения.

Все параметры такие же, как и в первом примере, за исключением того, что цель носит стратегический характер и имеет скорость 7 км/с.

Результаты вычислений, некоторые из которых приведены на рис.6, показывают, что окончательная величина промаха равна -0.007 м .Эта величина не существенно отличается от результата в первом примере. Моделирование показывает также, что было потреблено 3.33 кг топлива, или примерно 83% запаса топлива на начало эндшпиля. В схватке был ликвидирован ПБК, равный 120 м. Точности оценок относительного поперечного положения и относительной поперечной скорости непосредственно перед перехватом лучше, чем 0.025 м и 0.25 м/с, соответственно.

Хотя скорость цели вырастает от 5 км/с до 7 км/с, не похоже, чтобы способность УГ к поражению цели уменьшилась в сколь либо заметной степени.

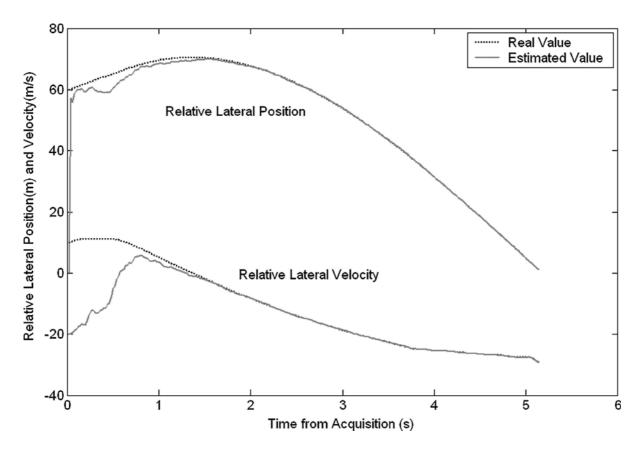


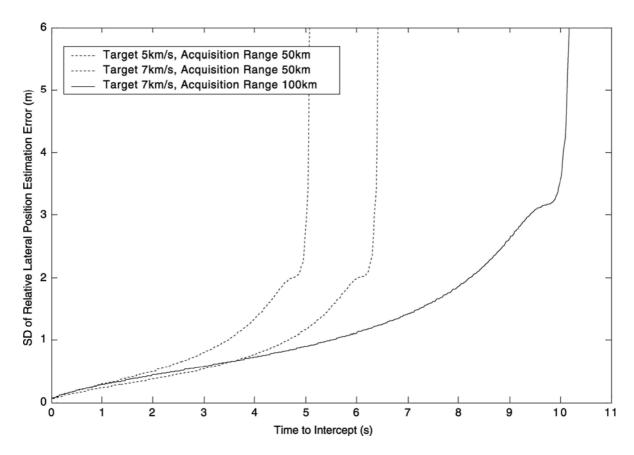
Рис.6: Фактические и подсчитанные значения ошибок относительного поперечного положения (верхний график) и относительной поперечной скорости (нижний график) для Примера 2. Соответствующие значения (в м и м/с) отложены по оси Y. По оси X отложено время от момента захвата цели (с). Относительное поперечное положение и относительная поперечная скорость цели со скоростью 7 км/с, известные ударной головке в момент захвата, составляют 0 м и –20 м/с, соответственно, а реальные значения этих величин равны 60 м и 10 м/с. Рисунок показывает, что величина промаха равна только –0.007 м, хотя скорость цели выросла до 7 км/с. Точками показаны реальные значения, а сплошная кривая соответствует рассчитанным величинам.

Пример 3. Стратегическая цель с точно известными дальностью и скоростью сближения, но при удвоенной дальности захвата цели.

Все параметры такие же, как и в приведенном выше моделировании стратегической цели, за исключение того, что дальность захвата удвоилась до 100 км. Моделирование приводит к окончательной величине промаха 0.05 м при потреблении 3.64 кг топлива для этого удачного перехвата. Точность измерений поперечного положения и поперечной скорости непосредственно перед перехватом лучше, чем 0.05 м и 0.25 м/с, соответственно.

Удвоение дальности захвата не приводит к ощутимому повышению ТТХ по следующим причинам: (1) частота работы датчика самонаведения уже достаточно высока для гарантирования нужного числа измерений, чтобы точно определить положение цели, даже когда доступное время составляет всего 5 с; (2) с учетом аналогичного шума при угловых измерениях можно утверждать, что чем короче дальность, тем меньше оказывается стандартное отклонение (1  $\sigma$ ) при измерении поперечного положения на основании единичного измерения, что дает более значительный вес последним измерениям.

Впрочем, более высокая длительность полета может позволить ударной головке удалить более крупную начальную ошибку или же уменьшить требуемое количество топлива на фазе проектирования. Но в этом случае, где ПБК не очень велик (около 160 м), эффект экономии топлива в результате большей длительности полета нейтрализуется затратами топлива на тонкую коррекцию положения во второй половине полета.



**Рис.7:** Сравнение стандартного отклонения оцененного положения в трех случаях. Величина стандартного отклонения (м) отложена по оси Y. Как показывает рисунок, УГ типа ТВТО может добиться такой же конечной величины промаха в схватке с более быстрой стратегической целью, чем с тактической ракетной целью при дальности обнаружения либо 50, либо 100 км. По оси X отложено время от начала захвата. В верхней рамке указаны параметры примера: скорость цели и дальность обнаружения.

На рис.7 подведены итоги всех приведенных выше примеров. Показано, что при предполагаемых ТТХ системы датчика самонаведения и системы перенацеливания УГ типа ТВТО может добиться почти такой же величины промаха в схватке с более быстрой стратегической целью, как и в схватке с тактической ракетной целью при дальности захвата либо 50 км, либо 100 км.

## Единичный прогон программы с неточной информацией о дальности и скорости сближения

В действительности дальность и скорость сближения измеряются наземным радаром и обновляются по мере поступления на УГ до захвата. Эти данные не могут быть точными на 100% из-за измерительного шума. Кроме ошибок при оценке начального относительного положения и скорости шум приводит к неточности оценки длительности полета. Результаты этого будут рассмотрены в следующих примерах.

Пример 4: Стратегическая цель с номинальной дальностью обнаружения 100 км

Все параметры такие же, как в Примере 3, за исключением того, что при первой ситуации фактическая дальность обнаружения на 500 м меньше, чем 100 км, а фактическая скорость сближения на 30 м/с больше, чем 9.7 км/с (таким образом, номинальная длительность полета составляет 10.3 с, что на 0.1 с длиннее фактической длительности, равной 10.2 с). При второй ситуации фактическая дальность обнаружения на 500 м больше, чем 100 км, а фактическая скорость сближения на 30 м/с меньше, чем 9.7 км/с (то есть, номинальная длительность полета составляет 10.3 с, что на 0.1 с короче, чем фактическая длительность, равная 10.4 с).

Эти две ситуации выбраны для того, чтобы получить максимальную ошибку оценки дальности полета. Большая ошибка дальности (500 м) и большая ошибка скорости (30 м/с) выбраны по той причине, что они могут соответствовать ТТХ РНБ при некоторых электронных мерах противодействия, которые ухудшают ТТХ радара, но не приводят к большим ошибкам ПБК.

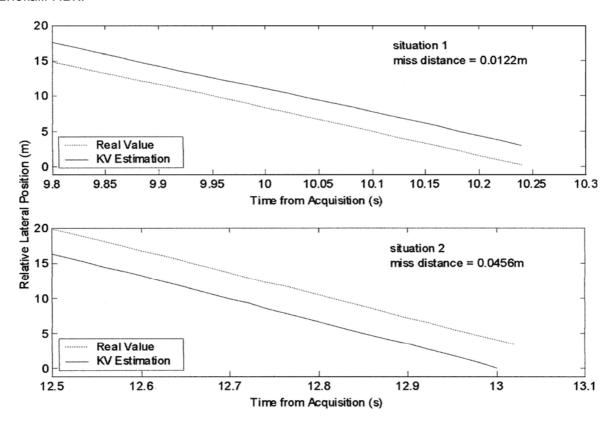


Рис.8: Фактическое и оцененное относительное поперечное положение при ошибке длительности полета в 0.06 с. Как видно из рисунка, УГ фактически попадает в цель раньше или позже ожидаемого момента из-за ошибки длительности полета. Это наводит на мысль, что попадание нечувствительно к ошибкам дальности и скорости сближения. Относительное поперечное положение (м) отложено по оси Y. По оси X отложено время после захвата цели. Реальные значения показаны точечной линией, оценки УГ показаны сплошной линией. В ситуации 1 (сверху) величина промаха равна 0.0122 м, в ситуации 2 (на нижнем графике) она составляет 0.0456 м.

Для ситуации 1 результаты вычислений показывают, что заключительная величина промаха составляет 0.012 м. Из рис. 8 можно увидеть, что УГ в действительности попадает в цель на 0.06 с раньше, чем ожидалось, и что по оценке УГ цель и сама УГ разделены в это время на поперечное расстояние 3 м. Точность оценок поперечного положения и скорости непосредственно перед перехватом лучше, чем 0.15 м и 0.25 м/с, соответственно. В ситуации 2 заключительная величина промаха равна 0.05 м. УГ попадает в цель на 0.06 с позднее, чем ожидалось. В этой модели система перенацеливания ничего не делает после момента, когда ожидается столкновение с целью, поскольку оценки самой ударной головки времени после перехвата уже дают ноль. Ошибки последнего поперечного положения и скорости непосредственно перед перехватом лучше 0.06 м и 0.25 м/с, соответственно.

Объяснение нечувствительности величины промаха к ошибкам дальности и скорости сближения связано с тем, что пропорциональная навигация корректирует вектор скорости УГ, чтобы выставить его по вектору скорости сближения с помощью линии прицеливания, используя только информацию о скорости изменения угла. Как только головка находится на верном курсе, она попадет в цель раньше или позже, потому что вектор скорости сближения с целью не изменяется, по крайней мере, при перехвате вне атмосферы. Хотя существует ошибка скорости 0.3 м/с, она вносит всего 0.02 м в заключительную величину промаха, а это не ухудшает ТТХ в значительной степени.

Результаты вычисления указывают, что характер действий в эндшпиле не очень чувствителен к некоторым мерам противодействия, направленных на РНБ, поскольку ошибка в дальности 500 м и ошибка в скорости 30 м/с – это серьезные ухудшения ТТХ РНБ. Итак, конструкция УГ вполне устойчива к таким неточным начальным условиям, обновленным для УГ при захвате цели.

Следует отметить, что кроме ухудшения точности дальности и скорости некоторые меры противодействия наземным радарам, например, глушение, могут также понизить точности оценок ПТП и другой информации о передаче управления. Это подразумевает, что придется удалять более высокие начальные ошибки и что могут появиться более серьезные ошибки ПБК, которые способны повысить вероятность, что УГ останется без топлива. Более того, глушение может в определенной степени повлиять на способность РНБ отличить боеголовку от сопровождающих ее объектов, особенно ложных целей. Мы позднее изучим в этой статье большие значения ПБК, вызываемые глушением радаров.

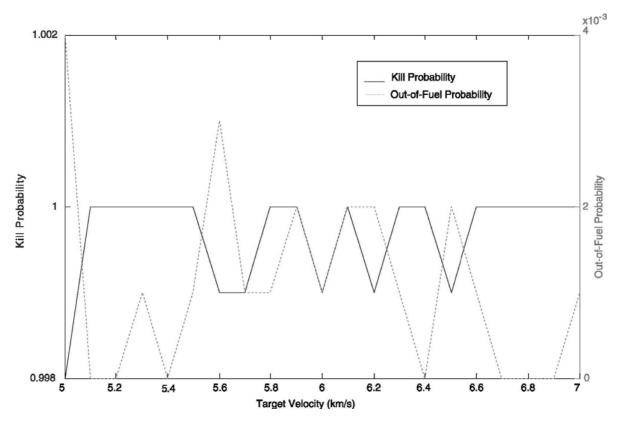
### Рассмотрения некоторых соображений

Соображение 1: Какую роль может сыграть тактическая ПРО для современной стратегической обороны?

Единственное действительное различие между стратегической и тактической целями в эндшпиле перехвата при заданной геометрии – это скорость сближения, хотя могут существовать другие различия между двумя этими категориями целей. Например, стратегическая цель в общем случае представляет собой небольшую головную часть (ГЧ), а тактическая цель может быть крупнее и даже может оказаться боеголовкой, не отделенной от разгонного блока. Поэтому тактическая цель может оказаться более сильным ИК-источником из-за большей излучающей поверхности. Это справедливо в среднем. Но в действительности будет трудно провести такое разграничение, потому что существует много значительных отклонений среди как стратегических, так и тактических целей. Например, российская усовершенствованная ГЧ может очень сильно отличаться по размеру от элементарных ядерных ГЧ третьих стран или от китайских ГЧ. Более того, цели одного и того же размера могут обладать отличающимися в два-три раза интенсивностями ИК-сигнала, что связано с температурой, поверхностными материалами с разной излучательной способностью и отличиями в отражении солнечного света и света, излучаемого от Земли. Ориентация боеголовки также может привести к изменению интенсивностей ИК-сигнала. Оборонительная система должна быть спроектирована так, чтобы иметь дело с изменениями, происходящими в реальных окружающих ситуациях. Таким образом, различия в ИК-сигнале, связанные с физическими размерами целей, совсем не обязательно являются отличающими различиями для УГ. Поэтому скорость сближения остается единственным действительным различием для эндшпиля перехвата. Впрочем, при нашем рассмотрении возможных мер противодействия мы покажем, как изменения ИК-сигнала влияют на вероятность поражения.

В предыдущем разделе было показано, что величина промаха незначительно отличается между тактическими и стратегическими целями. В этом разделе выполняются моделирования на основе метода Монте-Карло для оценки вероятности поражения тактических и стратегических целей. Скорости цели меняются от 5 км/с до 7 км/с с шагом 0.1 км. Для каждого шага проведено 1000 прогонов.

Номинальная дальность захват цели равна 100 км. Одно стандартное отклонение ПБК считается равным 150 м. Стандартные отклонения ошибок оценок радарами наземного базирования поперечного положения и дальности приняты равными 60 м. Стандартные отклонения ошибок оценок, проведенных РНБ, поперечной скорости и скорости сближения составляют 10 м/с. Другим (не определенным точно) переменным присваиваются те же значения, что и при единичных прогонах.



**Рис.9:** Вероятность поражения и вероятность преждевременного расходования топлива (ПРТ) в зависимости от скорости цели (обратите внимание, что правая ось Y для вероятности ПРТ выражена в единицах 10<sup>-3</sup>). Видно, что вероятность поражения остается почти 100%-ной по мере увеличения скорости цели от 5 км/с до 7 км/с. Видно также, что ПРТ необязательно означает промах мимо цели. По оси Y слева отложена вероятность поражения. По оси X отложена скорость цели (км/с). Вероятность поражения изображена сплошной линией, вероятность ПРТ изображена точечной линией.

Результаты на рис.9 показывают, что вероятности поражения при различных скоростях составляют 99.8% -100% - все значения около 100%. Вероятность поражения не падает с увеличением скорости цели. Этот результат наводит на мысль, что высокоскоростная цель не представляет угрозы для нашей модели. При дальнейшем исследовании всех провалившихся попыток мы находим, что все промахи вызваны отсутствием топлива или же по существу тем, что ошибка дальности, ошибка поперечного положения и/или ошибка ПБК больше того, с чем может справиться способность УГ к перенацеливанию для установки длительности полета. Небольшое число таких крупных ошибок – это нормальное явление при моделировании гауссовского распределения методом Монте-Карло. Итак, можно заключить, что если система работает правильно, то при схватках один-на-один (при наших предположениях о ТТХ датчика самонаведения, фильтра Калмана, системы СУОП и наведения в эндшпиле) УГ всегда попадет в цель при условии, что ошибки положения и скорости находятся в пределах способностей УГ к перенацеливанию. Таким образом, различие между вероятностью поражения ударной головкой тактической и стратегической цели связано только с различиями способности к перенацеливанию, которые вызваны разными продолжительностями полета. Но поскольку дальность захвата ударной головкой достаточно велика для обеспечения времени на маневры, уменьшение времени из-за более высокой скорости сближения не подвергает сомнению способность УГ к маневрированию. Поэтому вероятности поражения для двух этих случаев одинаковы. Другое заключение, которое можно вывести из рис.9, связано с тем, что использование всего топлива не обязательно означает промаха мимо цели. Это связано с тем, что наше моделирование стремится свести к нули дальность промаха. Даже если УГ остается без топлива, она уже смогла скорректировать свою траекторию достаточно точно, чтобы попасть в цель.

В ситуации с тактическими целями может оказаться недоступной точная информация о

ПТП до того момента, когда радар ТВТО начнет следить за целями. Чтобы иметь в такой ситуации высокую вероятность поражения, ТВТО может подождать, пока ее радар обнаружит цель до запуска перехватчика, что приведет к небольшой зоне действия. Это подразумевает возможность компромисса между зоной действия и вероятностью поражения. В другом случае можно воспользоваться наводящей информацией от будущих спутников системы типа SBIRS-Low или выдвинуть радары на передовое базирование. В последнем примере тактическая оборонительная система сможет иметь хороший потенциал стратегической обороны с помощью автономных датчиков.

### Соображение 2. Влияние некоторых мер противодействия

Эффективность оборонительной системы определяется многими факторами. Важной оказывается возможность мер противодействия, которые предпринимает нападающая сторона для поражения обороны. В техническом докладе Меры противодействия, выпущенном в апреле 2000 г. Союзом обеспокоенных ученых и Программой по изучению безопасности МТИ, оцениваются некоторые меры противодействия в качестве потенциальных угроз для эффективности программы национальной ПРО наземного базирования, выдвинутой Клинтоном. 34 В этом доклад содержатся детальные анализы каждого типа мер противодействия с точки зрения фундаментальной физики, лежащей в их основе. Анализы в этом докладе относятся к стратегической оборонительной системе наземного базирования. Поскольку ТВТО работает аналогичным образом, подобные меры могут также применяться для противодействия оборонительной системе типа ТВТО, действующей на баллистическом участке. 35 В этом разделе мы обсудим эффективность трех мер противодействия с точки зрения их влияния на вероятности поражения: инфракрасные невидимки, глушение радаров и ложные цели. Эти меры работают не только в эндшпиле. Например, ложные цели могут причинить неприятности радарам раннего предупреждения или радарам наземного базирования при слежении до запуска перехватчика или на баллистическом участке полета. Но мы анализируем только их влияние на полет в эндшпиле, поскольку наша имитационная модель это модель эндшпиля.

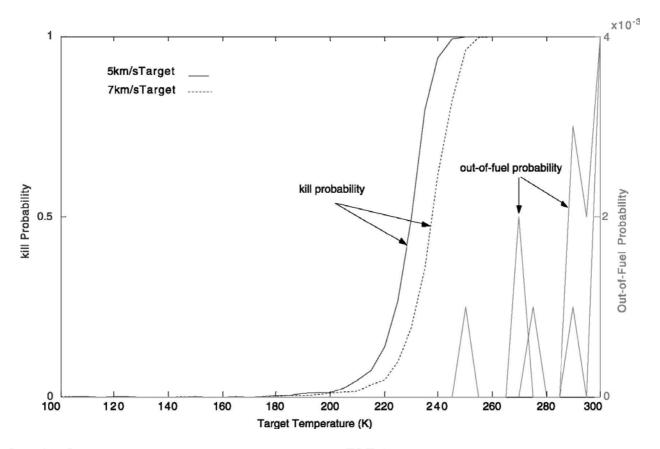
Инфракрасная невидимка. Любые меры, снижающие уровень ИК-излучения цели в некоторых полосах частот, могут быть использованы в качестве методов инфракрасных невидимок. Поскольку интенсивность излучения уменьшается с расстоянием, при некотором отношении сигнал/шум, необходимом для детектора, существует минимальная дальность захвата, когда цель становится видимой для детектора. Поэтому инфракрасный невидимка может уменьшить дальность захвата и тем самым уменьшить доступное для УГ время на перенацеливание. Поскольку ударная головка типа ТВТО наводится только ИК-детектором при полете в эндшпиле, инфракрасная невидимка может вывести УГ из строя.

Инфракрасные невидимки могут быть реализованы разными способами, например, покрытиями с низкой излучательной способностью или охлаждаемыми экранами. <sup>36</sup> Доклад *Меры противодействия* уже пришел к заключению, что охлажденная до 77 К боеголовка (охладитель — жидкий азот) перехитрит УГ НПРО, но не будет работать при более высокой температуре. Для демонстрации изменения вероятности поражения в зависимости от температуры цели в Приложении С подсчитана дальность захвата нашей УГ типа ТВТО для целей с температурой в интервале 100 К — 300 К. Затем были проведены серии моделирований методом Монте-Карло при разных температурах или номинальных дальностях захвата. Каждое моделирование содержало 1000 прогонов. Все использованные параметры такие же, как и в предыдущем моделировании за исключением того, что скорость цели берется при двух значениях (5 и 7 км/с), а номинальные дальности захвата изменяются от почти 0 км до 120 км. Результаты приведены на рис.10.

<sup>35</sup> ТВТО может также работать в верхних слоях атмосферы, где некоторые меры противодействия (например, легкие ложные цели) больше не окажутся эффективными.

<sup>&</sup>lt;sup>34</sup> Andrew M. Sessler et al., *Countermeasures: A Technical Evaluation of the Operational Effectiveness of the Planned U.S. National Missile Defense System* (Union of Concerned Scientists/MIT Security Studies Program, Cambridge, MA, March 2000).

<sup>&</sup>lt;sup>36</sup> George N. Lewis and Theodore A. Postol, "Future Challenges to Ballistic Missile Defense," IEEE SPECTRUM (September 1997; смотрите также [35], 81-90.



**Рис.10:** Вероятность поражения и вероятность ПРТ (преждевременного расходования топлива) в зависимости от температуры цели. Как видно, вероятность поражения падает при уменьшении температуры цели (что приводит к уменьшению дальности захвата УГ и поэтому к уменьшению длительности полета), поскольку у УГ нет достаточного времени для маневрирования. Как и на рис.9, слева по оси Y откладывается вероятность поражения, а справа — вероятность ПРТ (в единицах  $10^{-3}$ ). По оси X отложена температура цели (К). Сплошной линией выделены тактические цели, а точечной — стратегические. Кривые для вероятности поражения отмечены стрелками в центре рисунка, а кривые для вероятности ПРТ — в правой части рисунка.

Результаты показывают, что вероятность поражения нашей модели тип ТВТО при скорости цели как 5 км/с, так и 7 км/с, остается на уровне 100%, когда температура остается выше 260 К что соответствует дальности захвата примерно 50 км, а затем начинает уменьшаться. При дальности захвата более 50 км даже при преждевременном расходовании топлива в отдельных случаях вероятность поражения остается равной 100%. Это указывает, что для высокой вероятности поражения необходима минимальная дальность захвата 50 км. Вероятность поражения быстро падает от 100% почти до нуля по мер того, как температура цели понижается от 260 К до 200 К, где дальность захвата снижается примерно до 10 км. Этот результат указывает, что температура цели менее 200 К достаточно низка для ликвидации работоспособности нашей модели УГ. На рис.10 видно также, что УГ никогда не расходует топливо преждевременно при падении температуры ниже 240 К, а это говорит о том, что причиной понижения вероятности поражения служит не потеря топлива, а недостаток времени на перенацеливание.

При сравнении целей с разными скоростями из рис.10 видно, что вероятность поражения целей со скоростью 7 км/с начинает падать чуть раньше, чем целей со скоростью 5 км/с, по мере уменьшения температуры. Но это различие не превышает 10 К. Это говорит о том, что в данном конкретном сценарии, где время на маневрирование оказывается критическим фактором, меньшая скорость сближения помогает (но не слишком много) увеличению вероятности поражения, а УГ испытывает нехватку времени из-за короткой дальности захвата при тех и других целях.

Итак, охлаждение цели для уменьшения дальности захвата ИК-датчиком оказывается эффективным средством для вывода из строя нашей модели УГ. Эта модель способна справляться с целями только тогда, когда обладает дальностью захвата не менее 50 км..

В зависимости от конструкции другие кинетические УГ с ИК-самонаведением будут, вероятно, иметь такие же проблемы при противостоянии целям с ИК-невидимостью, хотя требуемые для поражения способностей УГ температуры могут быть совершенно разными.

Результаты имитирования показывают, что температура цели, ниже которой оборона терпит неудачу, составляет примерно 200-260 К. Такая низкая температура может быть достигнута даже без применения охлаждаемого экрана. Она может быть получена, если поместить боеголовку в баллон, покрытый некоей краской. Например, как сказано в докладе *Меры противодействия*, баллон с белой краской имеет равновесную температуру 227-241 К при освещении Солнцем. Это говорит о том, что подобный метод охлаждения может вывести из строя также и нашу модель. Более того, точная температура цели, при которой УГ может потерять свои возможности, зависит от деталей УГ. Это может оказаться причиной, почему дальность обнаружения ударной головкой должна быть засекречена.

Уменьшение ИК-сигнала может быть осуществлено уменьшением размера цели. Российские ядерные боеголовки, как представляется, меньше возможных ядерных боеголовок «стран, представляющих угрозу». Так, кое-кто утверждает, что тактическая ПРО не должна вызывать опасений у России. Но в Приложении С для подсчета дальности обнаружения мы использовали цели с площадью поверхности 1.8 м² (это эквивалентно конусу с длиной оси 1.8 м и диаметром основания 0.54 м), которая сравнима с площадью поверхности усовершенствованной стратегической боеголовки. Дальность захвата 120 км для нашей УГ против такой цели, находящейся при комнатной температуре, обеспечивает вероятность поражения 100%. Это показывает, что наша модель типа ТВТО может справляться с относительно небольшой стратегической боеголовкой, которая обходится без каких либо мер противодействия

Глушение радаров. Поскольку способность УГ удалять ошибку ПБК ограничена запасом топлива и длительностью полета, перехват может окончиться неудачей, ели ошибка ПБК лежит за пределами способностей УГ к маневрированию. Поэтому существенным требованием к ТТХ радара ТВТО явится обеспечение ошибки ПБК, не превышающей требуемой величины.

Впрочем, ТТХ РНБ могут быть ухудшены технологией радарной невидимости (например, применением материала, поглощающего излучение радара), которая уменьшит отношение сигнал/шум при данной дальности, или же электронными мерами противодействия, например, глушением. Умеренное ухудшение радара может увеличить ошибки поперечного положения цели и ошибки скорости, но не обязательно приведет к большому значению ПБК. Мы уже обсуждали такой случай в Примере 4. Серьезное ухудшение качества работы радара может привести к большим ошибкам ПБК, а это приводит к тому, что полет в эндшпиле начнется с более высокой, чем ожидалось, ошибкой ПБК и, по-видимому, даже с более высокой, чем та, с какой может справиться УГ. Мы не пытаемся здесь оценивать, какую ошибку ПБК может вызвать глушение радара. Мы только предполагаем, что эти ошибки оказываются результатом глушения, чтобы увидеть, как меняется вероятность поражения в зависимости от ошибки ПБК. Для получения больших значений ПБК может потребоваться более одной глушилки.

Все параметры такие же, как и в предыдущем примере, за исключением того, что дальность захвата устанавливается равной 100 км, а ошибка ПБК устанавливается в интервале 50-1000 м при гауссовском распределении. Результаты приведены на рис.11.

Из рис.11 можно найти, что при скорости цели как 5 км/с, так и 7 км/с вероятность поражения падает по мере возрастания начального значения промаха, а вероятность ПРТ растет с ростом ошибки ПБК. Вероятность поражения остается близкой к 100%, пока ПБК не превышает 300 м, а затем она падает почти до нуля, когда ПБК возрастает до 1000 м. Это указывает, что наша модель может справиться с величиной ПБК, не превышающей примерно 300 м. Более того, вероятность промаха всего слегка меньше вероятности ПРТ. Это означает, что большинство неудач связано с нехваткой топлива. Этот факт говорит также о том, что нехватка топлива не обязательно должна означать неудачу, что находится в согласии с результатом нашего предыдущего имитирования.

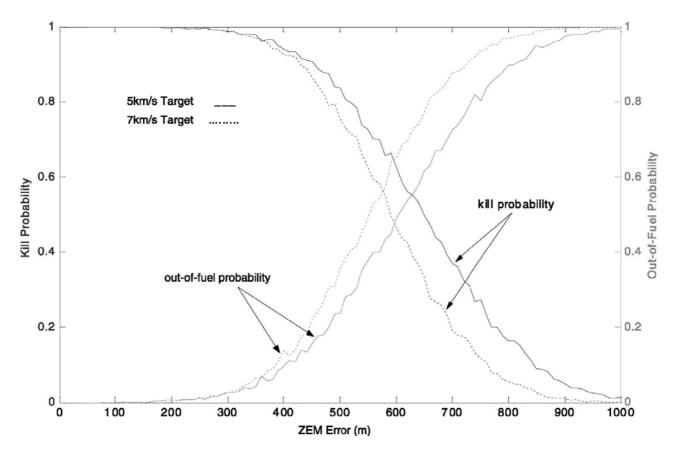


Рис.11: Вероятность поражения и вероятность ПРТ в зависимости от ошибки ПБК. Глушение радара увеличивает ошибку ПБК и поэтому уменьшает вероятность поражения. На рисунке видно, что вероятность поражения падает почти до нуля по мере того, как принятая ошибка ПБК возрастает от 0 до 1000 м из-за глушения. Промах в основном связан со слишком большими ошибками поперечного положения и скорости, которые нельзя удалить с заданным запасом топлива. По оси Уотложены слева вероятность поражения и справа вероятность ПРТ. По оси X отложена ошибка ПБК (м). Сплошная линия относится к тактической цели, точечная – к стратегической цели. Графики вероятности поражения указаны стрелками справа, графики ПРТ – стрелками в центре рисунка.

Результаты аналогичны для целей с разными скоростями. Единственная разница в том, что у цели со скоростью 5 км/с вероятность поражения падает позднее примерно на 50-100 м (с точки зрения значений ПБК), чем у цели со скоростью 7 км/с, а это означает, что УГ более надежна при обращении с ошибками ПБК для целей с меньшими скоростями.

Результаты заставляют думать, что ошибка ПБК является ключевым фактором, влияющим на вероятность поражения. Хотя наша модель УГ может справиться с некоторыми ухудшениями, которые характеризуются ошибками положения и скорости, глушение радара, приводящее к большим ошибкам ПБК, оказывается эффективным путем к уменьшению эффективности маневрирующей способности УГ и поэтому вызывает катастрофическую неудачу.

Ложные цели. Ложные (или фальшивые) цели могут иметь почти такие же физические характеристики, например, радарное поперечное сечение (РПС), температуру и скорость, как и реальная цель. Может быть применена и методика изменения внешнего вида боеголовки (см. доклад Меры противодействия). Итак, оборонительная система может быть введена в заблуждение ложными целями и может направить УГ на неверную цель. Впрочем, если ИК-датчик самонаведения или радар ТВТО смогут выделить реальную цель на фоне ложных, то ударной головке можно будет выдать команду переключения на реальную цель.

Найти боеголовку среди умышленно сконструированных ложных целей – это одна из самых затруднительных технических проблем при разработке систем ПРО.В этой статье мы больше не будем обсуждать, как отделить ложные цели. Вместо этого мы сосредоточимся на том, как влияют на вероятность поражения размещение ложных целей и время, затра-

ченное на их отождествление.

Ударная головка системы НПРО должна отделить реальную боеголовку от ложных целей независимо от других датчиков. Ны предполагаем, что наша УГ должна аналогично оказаться способной выделить боеголовку с использованием своего бортового датчика. У бортового ИК-датчика есть два пути, чтобы решить эту проблему. Один путь — выделение цели на основе его отображения, полученного датчиком, если между целью и ложными целями имеется достаточное расстояние (иначе истинная и ложные цели могут наложиться друг на друга в фокальной плоскости датчика). Другой путь связан с анализом ИК-сигнала. Ни один из них сможет стать подходящим, если ложная цель хорошо сконструирована. Впрочем, предположим поначалу, что реальную цель можно выделить по ее инфракрасному изображению на матрице, лежащей в фокальной плоскости. Выражение для расстояния R<sub>D</sub>, на котором можно проводить дискриминацию целей, приблизительно имеет следующий вид:

$$R_{D} = L/\sin(n_{\min}/n_{FPA} \cdot \theta)$$
 (3)

где L — геометрический размер цели,  $n_{min}$  — минимальное число пикселей в одном направлении, требуемое для дискриминации цели,  $n_{FPA}$  — количество элементов в одном направлении инфракрасной фокальной матрицы, а  $\theta$  - угол зрения. Как следует из опыта, минимальное количество пикселей изображения, требуемое для дискриминации, составляет примерно 8x8 пикселей. Для ИК-детектора ТВТО с углом зрения  $1^0$  и с фокальной матрицей размером 256x256 пикселей наибольшее расстояние дискриминации цели размером 1 м по диаметру составляет всего лишь 1.8 км, что оставляет для УГ менее одной секунды полета. Но из нашего обсуждения рис.10 известно, что для обеспечения успешного попадания потребуется дальность обнаружения 50 км. Поэтому, если даже ИК-детектор УГ способен увидеть различие между ложной и истинной целью по отличию их отображений, для УГ с предполагаемыми характеристиками не будет возможности провести маневрирование, чтобы попасть в цель за столь короткое время.

Другой путь для отбора цели ударной головкой связан с различиями инфракрасного сигнала от объектов. Например, нынешняя УГ ПРОБУ замечает флуктуации сигнала от целей. Это требует наблюдения флуктуаций сигнала от целей в течение некоторого времени, вероятно, по меньшей мере, в течение нескольких секунд. Итак, для этого необходимо иметь большую дальность обнаружения. Что более важно, истинная и ложная цели должны быть удалены на достаточное расстояние друг от друга, чтобы попасть в разные пиксели фокальной матрицы датчика. Это означает, что при дальности обнаружения 100 км поперечная дальность должна быть меньше, чем 1.75 км, чтобы оба объекта попали в общее поле зрения, и больше, чем 6.8 м, чтобы уверенно считать, что они будут выглядеть в фокальной плоскости как разные цели. Значит, проблему ложных целей можно характеризовать в единицах поперечного расстояния между истинной и ложными целями и в единицах расстояния между ними по дальности, когда проводится дискриминация.

Первое моделирование сценария с ложными целями имеет своей целью изучение времени, когда проводится дискриминация. Но вместо времени мы используем расстояние между сгустком целей и УГ в качестве характеристики проблемы. Мы рассматриваем ложную цель на расстоянии 200 м от реальной цели в поперечном направлении. Оба обладают одинаковыми дальностями и одновременно находятся в поле зрения инфракрасного детектора. Все остальные параметры такие же, как и в предыдущем моделировании, за исключением того, что ошибка ПБК снижена до 150 м. Расстояния для дискриминации меняются от 23 км (минимальное расстояние, когда оба объекта находятся в поле зрения УГ) до 100 км. перед началом дискриминации УГ наведена на ложную цель, в процессе дискриминации УГ должна переместить свою линию прицеливания в пределах 0.1-10 (в зависимости от времени проведения дискриминации) от текущей линии прицеливания, чтобы навестись на реальную цель.

<sup>38</sup> Zhong Renhua, *Infrared Missile Guidance System* (Bejing: Aeronautic and Astronautic Press, September 1995, in Chinese).

<sup>&</sup>lt;sup>37</sup> Смотрите несекретный доклад "Independent Review of TRW Discrimination Techniques Final Report," Phase One Engineering Team (POET) Study 1998-5.

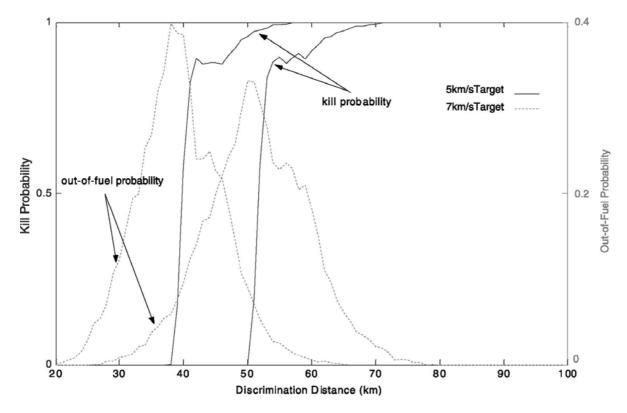


Рис.12: Вероятность поражения (левая ось Y) и вероятность ПРТ (правая ось Y) в зависимости от дальности дискриминации (ось X). Поперечное расстояние выбрано равным 150 м. Результат показывает, что если ложная цель находится на поперечном расстоянии около 200 м от реальной цели, дальность дискриминации УГ должна быть, по крайней мере, 70-60 км в зависимости от скорости реальной цели. В противном случае промах может быть вызван или недостатком топлива, или нехваткой времени. Сплошная линия обозначает тактическую цель, а точечная – стратегическую. Кривые с пиками – вероятность ПРТ.

Приведенные на рис.12 результаты говорят, что вероятность поражения остается почти нулевой, когда дальность дискриминации не превышает 30 км. Затем вероятность поражения быстро возрастает с ростом дальности дискриминации, пока она не доходит до 60 км. Далее она остается равной 100%. Неудачи вызываются либо нехваткой топлива, либо нехваткой времени.

Рис.12 показывает также, что вероятность поражения цели со скоростью 7 км/с доходит до нуля примерно на 10 км дискриминационной дальности раньше, чем цели со скоростью 5 км/с. Это указывает, что УГ в чем-то обладает более высокими возможностями по отношению к целям с меньшей скоростью сближения, когда в игру включаются ложные цели. Но оба типа целей терпят одну и ту же катастрофическую неудачу при небольших дальностях дискриминации.

Другой пример моделирования с ложными целями связан с изменением поперечного расстояния между истинной и ложными целями в диапазоне 100-600 м. Все другие параметры такие же, что и в предыдущем моделировании, за исключением того, что дальность дискриминации установлена равной 80 км. Из результатов на рис.13 можно увидеть, что вероятность поражения остается равной 100%, когда поперечное расстояние меньше 240 м или 280 м, соответственно. Затем вероятность поражения уменьшается в зависимости от поперечного расстояния и достигает нуля, когда это расстояние достигает 500 м или 600 м, соответственно. Это уменьшение вероятности поражения связано с возрастанием вероятности ПРТ. Два типа целей имеют одинаковую форму спада вероятности поражения до нулевого значения, которое наступает примерно на 100 м позже для цели со скоростью 5 км/с.

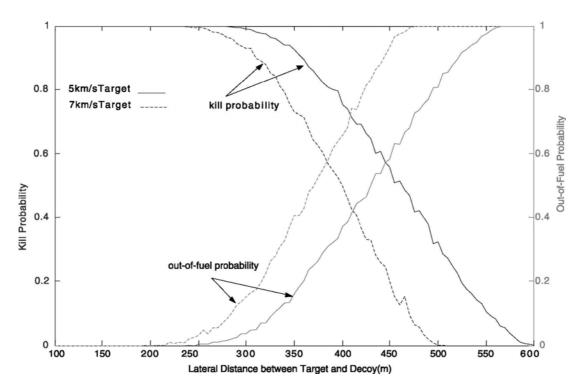


Рис.13: Вероятность поражения (левая ось Y) и вероятность ПРТ (правая ось Y) в зависимости от поперечного расстояния между ложной и истинной целями (ось X). Дальность дискриминации принята равной 80 км. Как показывают результаты, если ложная цель дискриминирована на расстоянии 80 км по дальности, вероятность поражения падает по мере роста поперечного расстояния между истинной и ложной целями по причине преждевременного расходования топлива. Сплошная линия указывает на тактическую цель, а точечная — на стратегическую. Стрелки сверху указывают на графики вероятности поражения, а стрелки снизу — на вероятность ПРТ.

Вообще говоря, как показывает моделирование, УГ обладает способностью переводиться на реальную цель и наводиться на успешный перехват после дискриминации цели. Но требуются большая дальность дискриминации (свыше 35-45 км) и небольшое поперечное расстояние между истинной и ложной целями (менее 240-280 км), чтобы УГ провела маневр для попадания. Повторим еще раз, что меньшая скорость сближения помогает нейтрализовать проблему ложных целей с незначительными затратами.

### ОБСУЖДЕНИЯ И ЗАКЛЮЧЕНИЯ

Стратегическая цель может причинить больше забот ПРО кинетического типа на баллистическом участке, чем тактическая, из-за более высокой скорости. Например, цель с более высокой скоростью может уменьшить боевое пространство обороны путем сокращения временного интервала между первой и последней возможностями перехвата. Это может сделать эффективную оборону от стратегических целей более трудной. Впрочем, процесс самонаведения в эндшпиле содержит много параметров, влияющих на вероятность поражения. Самыми важными среди них оказываются ошибка ПТП, способность перехватчика к перенацеливанию, длительность полета в эндшпиле, точность и частота угловых измерений датчика самонаведения, а также динамическая реакция двигателей перенацеливания на соответствующие команды. Поскольку скорость сближения — это параметр, влияющий только на длительность полета, похоже, что между некоторыми параметрами тактической обороны можно добиться компромисса, чтобы дать тактической ПРО способность иметь дело также и со стратегическими целями.

Анализы величины промаха и вероятности поражения, проведенные в этой статье, показывают, что предположения о ТТХ, сделанные нами по отношению к подсистемам датчика самонаведения, перенацеливания и РНБ системы типа ТВО, удовлетворяют требованиям для вступления в схватку как с тактическими, так и со стратегическими ракетными целями.

Если система ПРО удовлетворяет всем сделанным здесь предположениям о ТТХ, если система работает без ошибок и отсутствуют серьезные меры противодействия, такая система обладает 100%-ной вероятностью поражения целей, движущихся со скоростью как 5 км/с, так и 7 км/с. Различия вероятности поражения ударной головкой тактических и стратегических целей связаны только с различиями в способности маневрирования, которые обязаны разной длительности полета. Впрочем, как показывают результаты моделирования, величина промаха не очень чувствительна к ошибкам длительности (до 0.1 с), а выполнение задачи в эндшпиле оказывается вполне устойчивым по отношению к неточностям в информации о начальных условиях, которая посылается на УГ при обнаружении и захвате цели. При нашем моделировании все промахи вызывались нехваткой топлива или способности к маневрированию, если отсутствовали меры противодействия. Итак, УГ способна почти всегда попасть в стратегическую цель, если она способна поразить тактическую цель.

Приведенное выше обсуждение четко демонстрирует, что оборонительная система тип ТВТО способна перехватывать стратегическую цель. Оно указывает также, что усилия, затраченные на отброшенное ныне Соглашение о разграничении тактической ПРО, которое было направлено на то, чтобы не дать системе тактической ПРО возможности приобрести стратегический потенциал путем ограничения только скорости цели, могли бы пропасть зря. Итак, высотная система тактической ПРО типа ТВТО может быть применена как система стратегической обороны. Значит, возможности стратегической обороны США определяются не только запланированной системой стратегической обороны, но также и ее высотными системами тактической ПРО тип ТВТО. Поэтому нет смысла обсуждать американский потенциал стратегической обороны только на основании числа перехватчиков НПРО.

Тактико-технические характеристики автономных датчиков и самой ударной головки являются ключевыми факторами при определении потенциала высотных систем тактической ПРО для выполнения стратегических перехватов. В реальных условиях изменения ошибок ПТП со временем оказываются очень важной характеристикой, определяемой ТТХ автономных датчиков. Это один из основных факторов, которые не только определяют размер зоны действия обороны, но и вероятность поражения в данной схватке. Ошибка ПТП указывает на то, сколько времени придется пролететь перехватчику, поскольку перехватчик запускается только после того, когда ошибка ПТП начинает становиться меньше максимальной поперечной дальности, которую можно снять перенацеливанием. В Если ошибка ПТП слишком велика, вероятность поражения снизится из-за того, что повышается вероятность преждевременного расходования топлива (ПРТ) до момента, когда УГ выйдет на курс столкновения, даже если подсистема датчика самонаведения все еще будет получать правильные оценки положения цели.

Моделирование показало также, что современная информация от спутников DSP и от радаров раннего предупреждения достаточно точна, чтобы высотная оборонительная система типа ТВТО успешно перехватила стратегическую цель при полете в эндшпиле. В будущем, когда появится более точная космическая информация по наведению и слежению или будут использованы наземные радары НПРО, такие оборонительные системы типа ТВТО смогут иметь способности, даже еще более напоминающие то, что имеет стратегическая оборонительная система. Итак, если внедрить в этот тип системы тактической ПРО все автономные датчики, то похоже, что ограниченный потенциал стратегической обороны может превратиться в гораздо более крупный потенциал по первому требованию, а это заметно изменит политические последствия оборонительных систем США.

Меры противодействия – это очень сложный вопрос, куда входят много факторов. Предварительные теоретические вычисления, представленные в этой статье, предварительно указывают, что даже частично эффективные меры противодействия смогут нанести урон процессу самонаведения УГ в эндшпиле.

Моделирования показывают, что неудачи УГ при взаимодействии с мерами противодействия связаны с нехваткой либо топлива, либо времени. Это указывает, что способность УГ бороться с мерами противодействия определяется как ее топливом, так и дальностью за-

<sup>&</sup>lt;sup>39</sup> Оборона может также запустить перехватчик, когда ПТП все еще превышает возможности УГ для маневрирования. Это расширяет зону действия обороны за счет вероятности поражения, если не предпринимать других мер по уменьшению ПТП (например, уменьшения ПТП при помощи маневров разгонного блока перехватчика).

хвата. УГ, несущая больше топлива наряду с бортовым датчиком, который способен обнаруживать цель на большем расстоянии, будет обладать более высокими способностями, чтобы побороться с проблемами мер противодействия. Отчасти это объясняет, почему, как говорят, УГ морского базирования более высокого качества должна иметь более высокую дальность обнаружения и больше возможностей для перенацеливания, если ее собираются применять для ПРОБУ. Такая стратегия конструирования с повышенными возможностями помогает обращаться с непредсказуемыми ошибками. Она обеспечивает для УГ более высокие способности к удалению ошибок при полете в эндшпиле. Но такое конструирование с запасом всегда обладает ограничениями. Его можно преодолеть более крупными ошибками, создаваемыми мерами противодействия. В зависимости от того, насколько устойчиво сконструирована УГ, тактическая ПРО, используемая в качестве стратегической обороны, может оказаться гораздо более уязвимой, чем УГ ПРОБУ. Итак, вряд ли безоговорочным решением проблем мер противодействия окажется большой запас при конструировании УГ тактической ПРО.

Более того, это предварительное заключение о проблеме мер противодействия, которое следует из моделирования процесса самонаведения в эндшпиле, может оказаться верным также и для системы стратегической обороны. Ударная головка стратегической обороны будет иметь более высокий потенциал маневрирования. Но основанные на тех же фундаментальных принципах меры противодействия (которые упомянуты в нашем моделировании) могут все еще поднимать вопросы о способности таких УГ при самонаведении в эндшпиле, создавая более высокие требования к маневрированию в эндшпиле. Наши вычисления уже показали, что высотная тактическая оборона обладает практически одинаковой вероятностью поражения тактических и стратегических целей. Поэтому можно ожидать, что принципы, заложенные в основу мер противодействия системе тактической обороны, будут способны сработать и по стратегическим оборонительным системам, хотя необходимая величина мер противодействия может оказаться больше. Итак, меры противодействия обсуждавшегося нами типа могут также оказаться эффективными против системы стратегической обороны.

# ПРИЛОЖЕНИЕ А ОБНОВЛЕНИЕ ТОЧНОСТИ СЛЕЖЕНИЯ И ТОЧНОСТИ ПТП

Изменение точности ПТП со временем – это очень важное обстоятельство при конструировании оборонительной системы, поскольку этот параметр можно обменять на способность УГ к маневрированию. Точность ПТП в основном определяется ТТХ внешних (по отношению к УГ) датчиков. В этом приложении оценивается, как улучшится точность ПТП после захвата цели разными датчиками, включая спутники DSP («Программа поддержки обороны»), радары раннего предупреждения (РРП) и радары наземного базирования (РНБ). Последующие временные графики и геометрические анализы основаны на траектории цели с дальностью 10000 км и с апогеем 1500 км. 41

### Спутники DSP

Наблюдения ракетного запуска спутниками DSP можно использовать для оценки вектора состояния угрожающей ракеты и статистику соответствующих ошибок в момент выгорания, что позволяет вести предсказания будущих положений. Любая неопределенность оцененного вектора состояния при выгорании приводит к эллипсоиду ошибок, связанному с положе-

<sup>&</sup>lt;sup>40</sup> "Upper Tier Supporters Eye National Missile Defense Role," *Inside Missile Defense*, September 27, 1995.

<sup>&</sup>lt;sup>41</sup> Аналогичный анализ для тактической цели с дальностью 3500 км показывает, что история обновления ПТП лежит в рамках нашего предположения о величине для стратегической цели с дальностью 10000 км. В случае с тактической целью перехватчик над запускать на 10 с позднее, чем против стратегической цели. Более того, радары раннего предупреждения и радары наземного базирования получают на 120 с и 30с больше времени на слежение, соответственно, из-за более низкой скорости сближения.

нием угрожающей ракеты в какой-то более поздний момент, а ненулевые компоненты вектора неопределенностей скорости при выгорании заставляют эллипсоид ошибок расти со временем.

Спутники DSP недостаточны для предсказания ПТП как из-за их относительно низкой точности слежения, так и вследствие необходимости давать предсказание на длительное время вперед. Впрочем, спутники DSP полезны для обеспечения раннего предупреждения о ракетном запуске и для информирования РРП, РНБ ТВТО и РНБ ПРОБУ об атаке, направленной на территорию США, или же для информирования только РНБ ТВТО в такой ситуации, когда отсутствует информация от других датчиков. При рассматриваемом нападении на территорию США информация о слежении за угрожающей ракетой со спутников DSP считается единственной, которая доступна оборонительной системе ТВТО до тех пор, пока РРП не обнаружат цель.

### РРП

Современные американские радары раннего предупреждения, окружающие территорию США, могут обеспечить системы ТВТО высококачественными оценками ПТП. Существует много возможных геометрий в реальной схватке. Мы предполагаем сейчас, что перехват происходит на расстоянии примерно 240 км от места запуска перехватчика и на высоте около 100 км. Тогда в соответствии с летными траекториями для перехватчика типа ТВТО, которые создал Тед Постол (см. рис.А-1) потребуется примерно 150 с , чтобы перехватчик ТВТО преодолел это расстояние. Таким образом, чтобы долететь до этой точки, перехватчик придется запускать, когда цель еще находится на расстоянии 1300 км от пусковой площадки перехватчика.

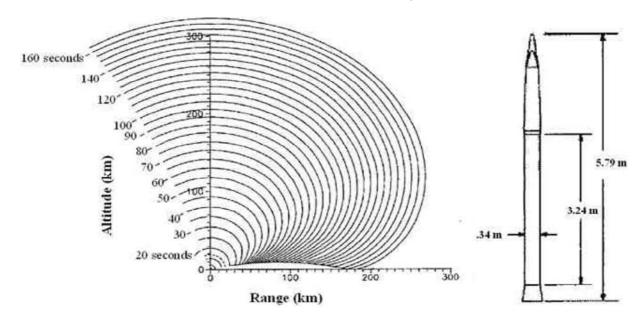
Моше Вейсс изучал точности слежения, оценок и предсказаний для улучшенного варианта РРП «Пейв Поуз», расположенного на расстоянии 600 км (боеголовка пролетает над радаром) от точки соударения боеголовки МБР с радарным поперечным сечением 0.05 м<sup>2</sup>, летящей по навесной траектории. 42 Предполагается, что радар смотрит на цель 0.064 с через каждые 10 с, так что 20 измерений накапливаются за 200 с. При таких условиях автор приходит к выводу, что РРП может начать слежение, когда цель удалена на 2000 км от РРП, а стандартные отклонения оценок точки соударения и скорости составят 1.29 км и 1.8 м/с, соответственно, при завершении слежения. Тогда для типичной стратегической цели с радарным поперечным сечением 0.005 м<sup>2</sup> РРП сможет начать слежение на расстоянии, по крайней мере, 1100 км без изменения всех остальных условий. 43 Если РРП находится на расстоянии 600 км (вдоль курса цели) от обороны, то цели потребуется около 280 с для падения на Землю после того, как ее обнаружил РРП. Таким образом, когда РРП начнет слежение, остается 90 с до запуска перехватчика. Если РРП сделает за это время 20 измерений положения, то к моменту перехвата должна быть достигнута предсказываемая ошибка точки перехвата, составляющая 1.29 км. 44 Поскольку ошибка растет со временем, ошибка ПТП всегда должна быть меньше, чем предсказываемая ошибка положения точки перехвата в данный момент оценки. Поэтому, если пользоваться информацией от РРП, система ВМ/С³І

<sup>&</sup>lt;sup>42</sup> Moshe Weiss and Theodore Postol, "Vulnerabilities of U.S. National Missile Defense Radars to Countermeasures," MIT Security Studies Program Working Paper.

<sup>&</sup>lt;sup>43</sup> Для определения расстояния отслеживания используется следующее уравнение: S/N =  $P_{ave}t_0$   $G^2\lambda^2\sigma/(4\pi)^3R^4KT_sL_s$ . Если цель приближается почти по радиальной траектории (это будет зависеть от размера защищаемой области), максимальная дальность поиска соответствует ситуации, когда время поиска выбирается пропорциональным требуемой минимальной дальности обнаружения. При этом дальность обнаружения пропорциональна кубическому корню из отношения сигнала к шуму.

<sup>&</sup>lt;sup>44</sup> Достаточное число измерений при слежении – это один из наиболее важных факторов для получения высокой точности отслеживания. Впрочем, радар раннего предупреждения может одновременно следить за несколькими целями. Поэтому число измерений конкретной цели за определенное время слежения ограничено. Период в 90 с не считается достаточно длинным для 20 измерений с учетом повторного наведения на цель каждые 10 с, что использовано в расчетах Вейсса. Но радар раннего предупреждения все еще может провести 20 измерений путем коррекции своего срока повторения обращения.

ТВТО должна обладать способностью получить значение ПТП с точностью, превышающей оценки точки соударения. На основе этого суждения мы оценили, что стандартное отклонение ошибки ПТП должно быть меньше, чем 1.29 км при запуске перехватчика.



**Рис.А-1:** Летные траектории исходного перехватчика ТВТО: ускорение длится 17 с, полный вес при запуске – 570 кг, вес ракеты при выгорании – 135 кг, удельный импульс – 250 с, тяга – 6400 H, ускорение при отрыве от грунта – 11.2 g. По оси X отложена дальность (км), по оси Y – высота (км); цифры около кривых соответствуют времени (с). Справа приведена схема перехватчика – все размеры указаны в метрах.

### РНБ

По мере того, как становится доступной для РНБ ТВТО очень точная информация о траектории цели от РРП, РНБ должен вести поиск только в очень небольшой области неба. Соответствующий телесный угол может быть столь малым, как, например, 0.6х0.6 квадратных градуса, что примерно соответствует угловой ширине пучка для радара типа ТВТО. Лисбет Гронлунд и др. оценили, что радар типа ТВТО может обнаружить приближающуюся цель с малым радарным сечением (0.005 м²) на расстоянии 270 км внутри телесного угла размером 27 квадратных градусов можно будет получить дальность обнаружения, по крайней мере, 800 км, а это примерно та дальность, на которой кончается слежение при помощи РРП. <sup>46</sup> Если предположить, что РНБ ТВТО придется расположить на пусковой площадке перехватчика, такая дальность обнаружения, равная 800 км, подразумевает способность РНБ ТВТО обнаружить стратегическую цель в течении 70 с после запуска перехватчика. При 30-кратном отношении сигнала к шуму (это предполагали Гронлунд и др. в качестве необходимого условия для обнаружения цели и слежения за ней) точность единичного измерения поперечного положения цели будет иметь значение порядка 0.001 радиана, что соответствует 0.8 км на расстоянии 800 км. <sup>47</sup>

РНБ начинает попытки слежения после обнаружения цели. Тумей утверждает, что точность слежения радара в полосе частот С (5 ГГц) с пятиметровой сферической антенной

<sup>&</sup>lt;sup>45</sup> См. [2].

<sup>&</sup>lt;sup>46</sup> Здесь автор делает умеренное предположение, что дальность обнаружения для поискового радара обратно пропорциональна корню четвертой степени из размера телесного угла, где надо вести поиск, вместо корня третьей степени. В последнем случае получена дальность обнаружения 1027 км.

<sup>&</sup>lt;sup>47</sup> Формула для точности радарных измерений имеет вид  $\delta_{\theta} \cong \lambda/2D(S/N)^{1/2}$ , см. [25], 58. Здесь предполагается квадратная антенна радара площадью 9.2 м<sup>2</sup>.

равна 0.0001 радиана. Поскольку ширина пучка такого радара аналогична ширине пучка радара типа ТВТО, составляющей 0.01 радиана, это говорит о том, что радар типа ТВТО может обладать точностью слежения около 0.0001 радиана. Более того, то же самое утверждалось и в брифинге компании «Райтеон», которая изготовляет РНБ, а именно: точность единичного измерения для радара типа ТВТО равна в типичных ситуациях одной десятой ширины пучка на антенне, а точность слежения составляет около одной сотой ширины пучка на антенне, то есть около 0.0001 радиана. Чиз обоих случаев вытекает указание на то, что точность слежения 0.0001 радиана является разумной оценкой для радара типа ТВТО. Если предположить, что РНБ ТВТО требует 50 с для завершения этого процесса слежения, точность слежения 0.0001 радиана может быть достигнута через 120 с после запуска перехватчика, когда цель находится, грубо говоря, на расстоянии 470 км от пусковой площадки обороны Предсказываемая угловая ошибка ПТП составляет около 0.0003 радиана. Поэтому ошибка ПТП составит примерно 80 м на расстоянии 270 км от радара.

Пока цель приближается к оборонительной системе, ошибка ПТП продолжает уменьшаться благодаря как улучшенной точности слежения, так и уменьшающемуся расстоянию между РНБ и целью. Впрочем, точность слежения будет улучшаться только медленнее после слежения в течение некоторого времени, а цель станет ближе к РНБ всего на 30 км в ПТП. Поэтому мы пренебрегаем этим небольшим улучшением ПТП. В табл. А-1 приводится сводка временного графика обновления ПТП.

### ПРИЛОЖЕНИЕ В УГ ЛВС и УГ ПРОБУ

В этом Приложении кратко рассматриваются две другие известные общественности ударные боеголовки, которые разрабатывались или были разработаны в США после завершения программы СОИ.

Время	Датчик	События	Ошибка ПТП
<< -90 c	DSP	Обнаружен запуск ракеты	Нет сведений о ПТП
-90 c	РРП	Начинается отслеживание	Менее 1,29 км
0 с		Заканчиваются 20 измерений	
70 c	РНБ	Начинается отслеживание	
120 c		Достигнута точность 0,0001 рад	80 м

Табл.А-1. Процесс улучшения точности ПТП.

Предполагается, что дальность полета цели – 10000 км, а апогей равен 1500 км. РРП находится на расстоянии 600 км от перехватчика по направлению его траектории, а РНБ расположен на пусковой площадке перехватчика.

### Ударная головка ЛВС

Программа легковесного внеатмосферного снаряда (ЛВС; в англоязычной транскрипции LEAP), инициированная в конце 80-х гг. Управлением по СОИ, заключалась в разработке, интеграции и испытании миниатюризированной кинетической ударной головки в целях как перехвата на активном участке космического базирования, так и перехвата наземного базирования. Основными независимыми подрядчиками программы ЛВС были компании «Боинг», «Юз» и «Роквелл».

Результаты летных испытаний УГ ЛВС в начале 90-х гг. (до начала испытаний перехва-

<sup>49</sup> Raytheon Company, "TMD-GBR Overview." News briefing slides, 19 May 1995.

<sup>&</sup>lt;sup>48</sup> См. [25], 58.

<sup>&</sup>lt;sup>50</sup> Предсказываемая угловая ошибка может быть оценена по формуле  $\varepsilon_{\sigma}\approx 2^{1/2}\cdot\Delta\theta\cdot(1+2T/t)$ , где T – заранее предсказанное время, а t – длительность измерения. См. [25], 59. В нашем случае T и t равны 30 с (или 60 с) и 30 с, соответственно.

та) были хорошими. Первое испытание УГ ЛВС по цели на воздушной подушке успешно прошло в июне 1991 г. и первое летное испытание (без попытки перехвата) прошло успешно в феврале 1992 г. Но первая попытка перехвата 19 июня 1992 г. закончилась неудачно, поскольку цель не передала на УГ сведений о своем положении и скорости, чтобы привести в действие фильтр Калмана, входивший в состав системы наведения. Ударная головка промахнулась и во время следующего летного испытания 22 июня 1993 г. Как сообщили представители УПРО, цель была выпущена примерно на 1 км дальше предполагавшегося положения.  $^{52}$ 

Технические характеристики УГ ЛВС менялись со временем и по-разному излагались в разных источниках. На слайде УСОИ были приведены технические сведения для нескольких вариантов ЛВС на начало 90-х гг. (см. табл. В-1).

Все варианты УГ были спроектированы на использование жидкого топлива для перенацеливания. Из другого источника следует, что УГ ЛВС компании Роквелл весила около 19 кг и использовала фокальную матрицу размером 256х256 (HgCdTe) с точностью слежения менее 200 мкрад. В докладе Центрального финансово-контрольного управления сказано, что вариант ЛВС Юз/Армия имел диаметр 152 мм, длину 356 мм и вес (вместе с топливом) около 6 кг, а варианты Боинг/ВВС и Роквелл/ ВВС весили 10 кг и 18 кг, соответственно. Утверждалось, что ЛВС Роквелл маневрировал с ускорением 2-4 g при испытаниях с кораблем на воздушной подушке, а ЛВС Боинг имел возможность ускоряться до  $3.5 \, \mathrm{g}$ .

В 1994 г. УСОИ испытывало твердотопливный снаряд ЛВС компании «Юз». <sup>56</sup> Этот вариант весил 8 кг, из которых 4 кг пошло на систему твердого топлива, изготовленную компанией «Тиокол». Двигатель перенацеливания выгорал за 16 с. Если скорость перенацеливания составляет 420 м/с, как показано в табл.В-1, и если принять, что удельный импульс твердого топлива равен 220 с, то вес твердого топлива должен составить примерно 1.6 кг.

В современной оборонительной программе морского базирования с перехватом на баллистическом участке (это бывшая программа NTW) используется твердотопливная УГ, основанная на демонстрационной программе ЛВС. Компании «Райтеон» и «Боинг» образуют группу подрядчиков, отвечающих за ИК-головку самонаведения, а «Боинг» отвечает за наведение и интеграцию. Согласно сведениям от «Райтеон», ЛВС «Иджис» имеет широкое поле зрения, длинноволновый ИК-датчик самонаведения, дальность захвата свыше 300 км и систему перенацеливания с дальностью действия свыше 3 км. <sup>57</sup> Это так называемое третье поколение ЛВС весит около 9 кг. <sup>58</sup> Программа ПРО ВМФ рассматривает замену твердотопливной УГ на двигательную систему с жидким топливом с целью получения более высоких

<sup>&</sup>lt;sup>51</sup> Michael A. Dorenheim, "Loss of Position and Velocity Data Makes SDI LEAP Interceptor Miss Target," *Aviation Week and Space Technology* (29 June 1992), 66.

<sup>&</sup>lt;sup>52</sup> Ben lannotta, "Target Error Again Gets Blame in 2<sup>nd</sup> LEAP Test Failure," *Defense News* (12-18 July 1993), 20.

<sup>&</sup>lt;sup>53</sup> "LEAP Suborbital Flight Cleared," *Aviation Week and Space Technology* (31 August 1992), 71. Здесь вес на 2 кг больше, чем в табл. В-1.

<sup>&</sup>lt;sup>54</sup> "Strategic Defense Initiative: Some Claims Overstated for Early Flight Tests of Interceptors," United States General Accounting Office, GAO/NSIAD-92-282 (September 1992), 27.

<sup>&</sup>lt;sup>55</sup> James R. Asker, "SDI Shows Solid-fuel Projectile, Seeks Navy Tests in LEAP Program," *Aviation Week & Space Technology* (6 January 1992), 49; Cm. [53].

<sup>&</sup>lt;sup>56</sup> Kinetic Kill Vehicle Flies in Hover Test, *Aviation Week & Space Technology*, Newsbreaks (5 March 1994).

<sup>&</sup>lt;sup>57</sup> Смотрите <a href="http://www.rayteon.com/es/esproducts/dssleap/dssleap.html">http://www.rayteon.com/es/esproducts/dssleap/dssleap.html</a> , 14 March 2002. Расстояние на перенацеливание зависит от скорости перенацеливания и длительности полета в эндшпиле. Для данной УГ более высокое расстояние можно получить, имея большую дальность полета в эндшпиле. Итак, это расстояние в три км совсем не обязательно означает, что УГ обладает очень высокой способностью к маневрированию. Считается только скорость перенацеливания.

<sup>&</sup>lt;sup>58</sup> Bob Aldridge, "From Star Wars to Scud Buster: A Background Paper on Ballistic Missile Defense," Pacific Life Research Center, 20 April 2000. http://www.nuclearfiles.org/replrc/Ballistic%20Missile%20Defense3.pdf

**Табл.В-1.** Сведения Управления СОИ по ударным головкам ЛВС на основе испытаний в начале 90-х гг.

	Хьюз/ Армия	Боинг/ ВВС	Рокуэлл /ВВС
Масса (кг)	6	7,3	17
Скорость перенацеливания (м/с)	420	430	550
Размер фокальной матрицы	128x128 (HgCdTe)	64x64 (HgCdTe)	256x256 (HgCdTe)
Ширина полосы ИК-датчика (мик- рон)	3-5 или 7-9	3-7	4-5 и 8-26
Поле зрения датчика (град)	1,1	1,0	3,0
Дрейф блока инерциальных измерений (3 <sub>б</sub> , град/час)	< 3	< 4	< 5
Оценка массы топлива (кг)	0,9	1,1	3,1

Два летных испытания ЛВС ВМФ в середине 90-х гг. закончились безуспешно. Так, 4 марта 1995 г. ЛВС не смог попасть в цель из-за ошибки программирования в его системе наведения, а 28 марта 1995 г. ЛВС снова потерпел неудачу из-за неисправности батареи. Впрочем, в 2002 г. он добивался хороших результатов при летных испытаниях. Сообщалось, что ЛВС трижды попадал в цель – 26 января, 13 июня и 21 ноября, соответственно.

<sup>&</sup>lt;sup>59</sup> "Navy considering Liquid Propellant for Missile Defense Booster." *Inside Missile Defense*, 11 July 2001.

## Ударная головка системы наземного базирования для обороны на баллистическом участке (УГ ПРОБУ)

Поначалу существовали две конкурирующие УГ ПРОБУ – одна принадлежала компании «Райтеон», а вторая – компании «Юз». 60 В декабре 1998 г. вариант «Райтеон» был выбран в качестве первичной УГ существовавшей в то время ОПРО. Согласно иллюстрации ОПРО (август 1998 г.), УГ ПРОБУ компании «Райтеон» имеет «тактический вес» 55 кг. Об этом варианте говорилось, что у него «высокие» способности перенацеливания по сравнению с более "умеренными" способностями УГ ПРОБУ компании «Юз», вес которой составлял 35-45 кг и которая была выбрана в качестве запасного варианта. В другом информационном материале ОПРО (ноябрь 1998 г.) сказано, что УГ ПРОБУ должна иметь 9-14 кг топлива (смесь монометилового гидразина и тетраоксида азота). Если более высокой значение соответствует варианту "Райтеон", а более низкое – варианту «Юз», то сухая масса современной УГ ПРОБУ примерно равна 41 кг. Как сказано в брифинге МО по поводу комплексного летного испытания (КЛИ) 9 августа 2001 г.. УГ имеет длину 1.4 м и ширину 0.61 м с весом 54.4 кг. 61 Вес совпадает по величине со значением, заявленным три года тому назад.

Если предположить, что удельный импульс равен 270 с, а затем применить уравнение реактивного движения, то по оценке маневрирующие способности УГ «Райтеон» достигают примерно 760 м/с.  $^{62}$  Способность к маневрированию у запасного варианта УГ доходит до 600-800 м/с.

ИК-детектор УГ «Райтеон» имеет фокальную матрицу размером 256х256 элементов, которая охлаждается криптоном до 68-70 К в течение 60 с . УГ продемонстрировала возможность захватить девять различных целей на расстоянии примерно 700-800 км при испытательном пролете.  $^{63}$ 

До декабря 2002 г. УГ ПРОБУ прошла девять испытаний на перехват (КЛИ-3 – КЛИ-10), начиная с октября 1999 г. КЛИ-4, КЛИ-5 и КЛИ-10 потерпели неудачу из-за повреждения системы охлаждения, плохой работы разгонного блока и отказа при отделении головки от разгонного блока, соответственно. Остальные пять испытаний, как сообщалось, прошли успешно с точки зрения попадания в цель.

### ПРИЛОЖЕНИЕ С ОЦЕНКА ДАЛЬНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ДЛЯ ДАТЧИКА САМОНАВЕДЕНИЯ ТИПА ТВТО

**Джордж Н. Льюис** (Заместитель программы по изучению безопасности при Массачусетском технологическом институте)

#### Введение

Здесь мы проводим приблизительную оценку минимальной дальности обнаружения за пределами атмосферы небольшой стратегической ГЧ при помощи головки самонаведения типа ТВТО. Под дальностью обнаружения мы подразумеваем дальность, при которой детектор будет иметь заданную (высокую) вероятность обнаружения и заданную (низкую) вероятность ложного сигнала. Предполагается, что ГЧ имеет температуру 300 К, а перехват проис-

 $<sup>^{60}</sup>$  Компании «Юз» и «Райтеон» - две компании, начавшие НИОКРпо ударным головкам в начале 90-х гг. Временами УГ «Райтеон» называют УГ «Райтеон/Юз». Компания «Боинг» купила компанию «Роквелл» в 1996 г. УГ «Боинг» называют также УГ «Боинг»/TWR, поскольку компания TWR разрабатывает матобеспечение дискриминации для УГ «Боинг».

<sup>&</sup>lt;sup>61</sup> DOD news briefing: "MG Nance Provides Update on Missile Test." Смотрите также в Интернете: http://www.defenselink.mil/news/Aug2001/t08092001-t809bmdo.html

<sup>&</sup>lt;sup>62</sup> Оцененная здесь скорость перенацеливания является максимальной, так как часть топлива должна быть использована для контроля над ориентацией.

<sup>&</sup>lt;sup>63</sup> William B. Scott, "Data Boost Confidence In Kill Vehicle Performance," *Aviation Week & Space Technology* (8 June 1998), 57.

ходит над атмосферой, когда цель видна на фоне холодного космического пространства.<sup>64</sup>

Рассмотрим инфракрасную цель с мощностью излучения  $\Phi_{T}$  в пределах спектрального диапазона датчика самонаведения ТВТО. Величина  $\Phi_{\mathsf{T}}$  определяется следующей формулой:

$$\Phi_{\rm T} = \varepsilon \cdot A \cdot \int \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} (e^{\frac{hc}{k\lambda T}} - 1)^{-1} \, d\lambda$$
 (C-1)

где  $\epsilon$  - коэффициент излучательной способности, A – площадь поверхности цели, h – постоянная Планка, равная 6.626·10<sup>-34</sup> Дж·с, k- постоянная Больцмана, равная 1.3806·10<sup>-23</sup> Дж/К, с – скорость света, равная  $2.9979 \cdot 10^8$  м/с,  $\lambda$  - длина волны, T – температура цели.

Если предположить, что вся мощность сигнала от цели, попадающая на апертуру датчика самонаведения, фокусируется на один элемент детектора, то мощность на элементе детектора составит

$$\Phi_{\rm D} = \Phi_{\rm T} A / 4\pi R^2 L \tag{C-2}$$

где А – площадь оптической апертуры, R – расстояние до цели, а L – коэффициент системных потерь.

Эта мощность на детекторе  $\Phi_{\mathsf{D}}$  окажется достаточной для обнаружения при условии

$$\Phi_{D} = (S/N)_{min} NEP \tag{C-3}$$

где (S/N)<sub>min</sub> - требуемое для обнаружения отношение сигнала к шуму, а NEP (эквивалентная мощность шума) – это падающая на детектор мощность излучения, приводящая к сигналу, который равен усредненному шумовому сигналу. Таким образом, NEP – это сигнал, который делает отношение сигнала к шуму равным единице.

### Чувствительность датчика самонаведения ТВТО

Детекторы в общем виде характеризуются своей удельной способностью к обнаружению D\*, которая связана с NEP соотношением

NEP = 
$$(A_d \times B)^{1/2}/D^*$$
 (C-4)

 $A_d$  – площадь элемента детектора, а B – ширина полосы. Величина  $D^*$  обычно выражается в единицах см  $\Gamma u^{1/2} B T^{-1}$  и называется «Джонс». Далее мы оценим  $D^*$  для датчика самонаведения типа ТВТО.

Датчик наведения ТВТО будет использовать матрицу с InSb –элементами. 65 InSb чувствителен в диапазоне от 2 мкм до отсечки при 5.6 мкм. <sup>66</sup> Матрица должна охладиться, по крайней мере, до 80 К. На середину 90-х гг. в продаже были матрицы размером до 256х256 элементов. Возможно получить квантовую эффективность, близкую к 0.9.

В некоторых сборниках по матрицам из InSb приведены следующие значения D\* (вообще говоря, эта величина быстро растет, при уменьшении температуры ниже 80 K):67

<sup>64</sup> Система ТВТО предназначена также для перехвата в верхних слоях атмосферы. Оценки дальности обнаружения в этом случае более сложны. Поскольку и цель, и окошко датчика самонаведения будут нагреваться из-за атмосферного трения.

<sup>&</sup>lt;sup>65</sup> В ранних испытательных вариантах перехватчика ТВТО применялась матрица из платины и кремния, которую проще изготовлять. Но ее чувствительность гораздо ниже, а квантовая эффективность составляет всего несколько процентов (сравните с 60-80% для InSb).

<sup>&</sup>lt;sup>66</sup> Информация относительно InSb в этом абзаце взята из книги John Lester Miller, *Principles* of Infrared Technology (New York: Chapman and Hall, 1994), 156-158. Длина волны отсечки, равная 5.6 мкм, относится к матрице при температуре 77 К – она будет уменьшаться при дальнейшем охлаждении матрицы. <sup>67</sup> Смотрите книгу Миллера [66], 177-192.

```
4.10^{11} при 77 К и 5.10^{12} при 60 К; (1-2).10^{12} при 74 К; 4.2.10^{11} (в диапазон 60-90 К); 3.7.10^{12} при 77 К.
```

Эти величины указывают, что по состоянию на середину 90-х гг. можно было получать значения  $D^*$  примерно в интервале (1-5)· $10^{12}$  на имевшихся в продаже матрицах, если матрицы можно охлаждать до 77 К или до несколько более низких температур.

Впрочем, указанные значения  $D^*$  для детекторов, ограниченные собственными шумами детектора, могут не иметь отношения к датчику самонаведения ТВТО, который смотрит наружу сквозь неохлаждаемое окошко. Указанные значения применимы, например, для охлажденной системы датчика самонаведения, наблюдающего фон холодного космического пространства сквозь охлажденное окошко (или вообще без окошка). Но в ситуациях, когда детектор смотрит на теплый фон (например, на Землю) или сквозь неохлажденное окошко на холодный фон, шумы фонового сигнала могут оказаться больше собственного шума детектора. В этом случае можно применять другие значения  $D^*$  (их называют "ограниченная фоном способность  $D^*$ " или  $D^*_{\text{BLIP}}$ ).

В нашей ситуации можно вычислить величину  $D^*_{BLIP}$  на основе следующего уравнения: $^{68}$ 

$$D_{BLIP}^* = \frac{\lambda_c}{2hc} \left(\frac{\eta}{\pi c}\right)^{1/2} \left[ \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\varepsilon}{\lambda^4 \left(e^{\frac{c_2}{\lambda T}} - 1\right)} d\lambda \right]^{-1/2} \left(\sin\frac{\theta}{2}\right)^{-1}$$
(C-5)

Это уравнение предполагает, что детектор смотрит на фон холодного пространства через внешнее окошко с излучательной способностью  $\epsilon$  и при температуре Т. За окном находится охлаждаемый фильтр, пропускающий длины волн в интервале от  $\lambda_1$  до  $\lambda_2$ , а поле зрения ограничено охлажденным кожухом с половинным углом 9/2. Квантовая эффективность обозначена как  $\eta$ , а  $c_2$  = hc/k.

В датчике самонаведения ТВТО применяется сапфировое окно. Поскольку излучательная и поглощающая способности совпадают,  $\varepsilon$  = 1 -  $\rho$  -  $\tau$  , где  $\rho$  - коэффициент отражения, а  $\tau$  - коэффициент пропускания. Сапфировое окно толщиной 2.6 мм имеет коэффициент пропускания выше 0.9 для длин волн короче 4 мкм. <sup>69</sup> При более длинных волнах коэффициент пропускания быстро падает, доходя до 0.7 при 5 мкм и примерно 0.5 при 5.6 мкм. Если можно применять более тонкое окошко (например, 0.5 мм), коэффициент пропускания при 5.6 мкм окажется выше 0.8.

Поскольку излучение от черного тела с температурой 300 К имеет максимум при длине волны около 12 мкм, желательно применять длины волн, как можно более близкие к 12 мкм. Но, как обсуждалось выше, InSb при 77 К может обнаруживать излучение с длиной волны только менее 5.6 мкм. Это обстоятельство и к тому же быстро уменьшающаяся пропускная способность сапфира выше 5.0 мкм делают нежелательным использовать длины волн более 5.0 мкм, если только не применять очень тонкое окошко.

Поэтому мы предполагаем в нашем рассмотрении, что применяется холодный фильтр с возможностью пропускания только в интервале длин волн от 4.0 до 5.0 мкм при усредненном значении коэффициента пропускания  $\tau$  = 0.8. В этом спектральном диапазоне коэффициент

<sup>&</sup>lt;sup>68</sup> Devon G. Grove, Paul R. Norton, Thomas Limperis, and Joseph Mudar, "Detectors," in William D. Rogatto ed., *The Infrared and Electro-Optical Systems Handbook*, Vol.3: *Electro-Optical Components* (Ann-Arbor, Michigan and Bellingham, Washington: Infrared Information Analysis Center and SPIE Optical Engineering Press, 1993), 224.

<sup>&</sup>lt;sup>69</sup> William L. Wolfe, "Optical Materials", in William D. Roggato ed., [68], 14.

отражения составляет около  $0.06\text{-}0.09.^{70}$  Отсюда получаем излучательную способность  $\epsilon$ , равную примерно 0.11-0.14. Если допустить, что в оптической схеме применяются два зеркала и каждое из них дает вклад по 0.03 в излучательную способность, мы получим полную излучательную способность, приблизительно равную 0.20, и поэтому мы принимаем  $\epsilon$  = 0.20.

Считается, что окно находится при температуре 300 К.

Для уменьшения мощности шумов на детекторе желательно применять охлаждаемые экраны, чтобы снизить поле зрения детектора до минимально возможной величины. Как указано в основной части статьи, поле зрения в один градус оказывается разумным предположением. Сейчас мы используем большее значение три градуса (половинный угол  $-1.5^{\circ}$ ) для отверстия в охлаждаемом экране.

Как обсуждалось ранее, для InSb можно получить квантовую эффективность почти 0.9, но здесь мы предположим только  $\eta$  = 0.6.

Если использовать значения  $\eta=0.6,~\epsilon=0.20,~T=300$  К и  $\vartheta=3^{0},$  а также предположить, что охлажденный фильтр пропускает только излучения с длиной волны от 4.0 до 5.0 мкм, то мы получаем  $D^{*}=2.2\cdot10^{13}$  см  $\Gamma$ ц $^{1/2}\cdot$ В $\tau^{-1}$ .

Этот результат указывает, что детектор ограничен не фоном, а внутренними шумами. Обратим внимание на справочники по детекторам, откуда следует, что матрицу InSb, пригодную для работы в космосе, с 256x256 элементами и значением  $D^* = 3.7 \cdot 10^{12}$  при 4.6 мкм можно было купить в середине 90-х гг. Мы используем для  $D^*$  это значение.

### Дальность обнаружения

Затем оценим дальность обнаружения относительно небольшой стратегической цели. ГЧ МК-12A, использованная на американских ракетах «Минитмен», имеет диаметр при основании конусной части, равный 54.3 см, а длина не превосходит 181.3 см. <sup>72</sup> При таких размерах площадь поверхности боеголовки составит около 1.8 м². Если цель находится при температуре 300 К и обладает излучательной способностью 0.9, то в полосе 4.0-5.0 мкм она будет излучать  $4.6\cdot10^{-4}$  BT/см² (см. уравнение C-1) при полном значении  $\Phi_T$  = 8.3 BT.

Эквивалентная мощность шума для детектора дается тогда следующим соотношением:

NEP = 
$$(A_d \cdot B)^{1/2}/D^*$$
 (C-6)

В справочниках по детекторам указывается, что типичное расстояние между элементами для матрицы размером 256х256 составляет около 30-40 мкм. Поэтому принимаем размер детектора (пикселя) равным 35 мкм. Для полосы частот 50 Гц (это 50 измерений детектора в секунду) получим, что NEP =  $6.6 \cdot 10^{-15}$  Вт.

При S/N = 22.9 (13.6 дБ) вероятность обнаружения при однократной экспозиции составит 90%, а вероятность ложной тревоги равна  $10^{-7.73}$  Для обнаружения потребуется полная мощность на пикселе  $\Phi_D$  =  $1.5\cdot 10^{-13}$  Вт. Предположим, что потери в системе составляют 20% (L = 1.2), а диаметр оптической апертуры равен 10 см. Тогда определяется дальность обнаружения R:

$$R^2 = \Phi_T A / 4\pi \Phi_D L \tag{C-7}$$

откуда следует, что R = 170 км.

Это дальность обнаружения, усредненная по ориентации ГЧ. При неблагоприятной ориентации ГЧ (например, наблюдение спереди или сзади) сигнал падает примерно вдвое, что

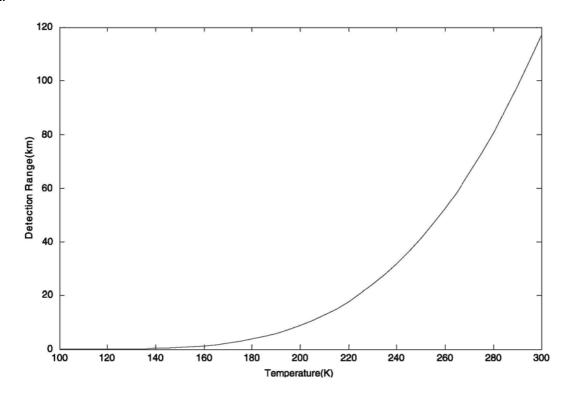
<sup>&</sup>lt;sup>70</sup> William L. Wolfe, "Properties of Optical Materials," in Walter G. Driscoll and William Vaughan, eds. *Handbook of Optics* (New York: McGraw-Hill, 1978), 7-47 (Figure 116).

<sup>&</sup>lt;sup>71</sup> См. книгу Миллера [66], 188-189.

<sup>&</sup>lt;sup>72</sup> Thomas B. Cochran, William M. Arkin, and Milton M. Hoenig, *Nuclear Weapons Databook*, Vol.1: *U.S. Nuclear Forces and Capabilities* (Cambridge, Massachusetts: Ballinger, 1984), 75.

 $<sup>^{73}</sup>$  S.A. Hovanessian, *Introduction to Sensor Systems* (Norwood, Massachusetts: Artech House, 1988), 182. Матрица размером 256x256, работавшая на частоте 50  $\Gamma$ ц, выполняла около 3.3 миллионов решений по обнаружению в секунду, так что в среднем каждые три секунды появлялся ложный сигнал тревоги.

приводит к минимальной дальности обнаружения около 120 км.<sup>74</sup> Дальности обнаружения при разных температурах цели приведены на рис.С-1 с привязкой к дальности 120 км при 300 К.



**Рис. С-1:** Дальность обнаружения (км) ударной головкой типа ТВТО (ось Y) в зависимости от температуры (K) цели (ось X).

Итак, минимальная дальность обнаружения небольшой стратегической цели 120 км кажется разумной. Это число, конечно, не только приблизительная оценка, но и достаточно произвольная величина, поскольку оно зависит от требований, установленных на вероятность обнаружения, на частоту сигналов о ложной тревоге, а также от других предположений. Можно получить более высокие дальности, если в какой-то степени смягчить указанные требования. Значительно более высокие дальности обнаружения оказываются также возможными, если  $\Gamma$ Ч обладают более крупными размерами. С другой стороны, если ограниченное шумами детектора значение  $D^*$  становится меньше, чем  $3.7 \cdot 10^{12}$ , принятое нами, дальность обнаружения будет уменьшаться (она уменьшается пропорционально квадратному корню из  $D^*$ ).

\_

 $<sup>^{74}</sup>$  Боеголовка в среднем излучает  $8.3/4\pi$  Вт = 0.66 Вт на стерадиан. При наблюдении сзади, когда площадь основания конуса составляет  $0.23~\text{m}^2$ , боеголовка будет излучать около 0.34 Вт/стерадиан.