

ПРОТИВОРАКЕТНАЯ ОБОРОНА ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ

Дин А. Уилкенинг

Противоракетная оборона на активном участке привлекает тем, что разгонные блоки ракет легко обнаруживаются и отслеживаются; они относительно уязвимы из-за больших осевых нагрузок на ракету во время полета с набором скорости; вся полезная нагрузка (одна или несколько боеголовок, а также средства проникновения через оборону на баллистическом участке) может быть уничтожены одним выстрелом, а меры противодействия обороне на активном участке труднее придумать, чем меры противодействия обороне на баллистическом участке. Более того, если произвести перехват за несколько секунд до выгорания разгонного блока, обломки упадут, не долетев до района цели, хотя сопутствующий ущерб для других территорий вызывает серьезную тревогу.

С другой стороны, оборона на активном участке связана с техническими проблемами, поскольку временной масштаб для перехвата очень короток (1-3 минуты для тактических баллистических ракет и 3-5 минут для межконтинентальных баллистических ракет), а разгонные блоки ракет оказываются ускоряющимися целями, что усложняет конструкцию самонаводящихся ударных головок. В этой статье изучаются техническая осуществимость и номинальные способности одного из типов обороны на активном участке – системы воздушного базирования для перехвата на активном участке. Лазерные системы воздушного базирования здесь не рассматриваются¹. Эта статья приводит к заключению, что система воздушного базирования для активного участка должна быть технически достижимой в течение ближайших десяти лет, а платформы воздушного базирования обладают рядом уникальных преимуществ, особенно для обороны от тактических баллистических ракет, а это оправдывает серьезное рассмотрение таких платформ в будущей структуре американской противоракетной обороны.

Статья получена 11 июня 2003 г. и принята к публикации 17 декабря 2003 г.

Автор работает в Центре международной безопасности и международного сотрудничества при Стэнфордском университете, Стэнфорд, Калифорния, США.

Почтовый адрес: Dean Wilkening, Encina Hall, Stanford University, Stanford, CA 94305.

Электронный адрес: wilkening@stanford.edu.

Преимущества противоракетной обороны на активном участке (ПРО АУ) внесли оживление в стратегическую оборонительную инициативу президента Рейгана. Впрочем, в отличие от такой системы против российских межконтинентальных баллистических ракет (МБР), ПРО АУ от стран с развивающимся ракетным потенциалом совсем необязательно нуждается в оружии космического базирования (КБ) из-за малых географических размеров этих стран. Наземные, морские и воздушные платформы с перехватчиками на активном участке, обладающими дальностью 400-700 км, могут быть размещены достаточно близко от стартовых

¹ Прототип лазера воздушного базирования, выносимый на борту самолета Боинг-747, находится сейчас в стадии разработки, а развертывание ожидается в период 2007-2010 г.г.. Технический анализ его возможностей представлен в докладе Рабочей группы Американского физического общества (АФО) «Системы перехвата на активном участке для национальной ПРО: научные и технические вопросы». [American Physical Society Study Group, *Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues*, July 2003 (http://www.aps.org/public_affairs/popa/reports/nmd03.html)]. Смотрите также Geoffrey Forden, "Airborne Laser: Shooting Down What's Going Up", Center for International Security And Cooperation, Stanford University, September 1997. Лазеры космического базирования не рассматривались в течение многих лет и они не будут технически осуществимы до 2015-2020 г.г., по крайней мере.

площадок ракет, чтобы произвести эффективное попадание. Это важно по следующей причине. Хотя наземные системы перехвата на активном участке (ПАУ) могут быть эффективными в отношении небольших стран типа Северной Кореи, они не обладают эффективностью против МБР, запущенных из больших стран, например, России и Китая, или против МБР, запущенных подлодками из открытого океана, по той простой причине, что их нельзя разместить достаточно близко ко всем возможным российским или китайским пусковым площадкам, представляющим реальную угрозу. Следовательно, они не спровоцируют отрицательной реакции со стороны России или Китая, чего можно было бы ожидать в случае ПРО АУ КБ. Фактически ПРО АУ наземного базирования (НБ) не представляет значительной угрозы стратегическим силам любой из пяти крупных ядерных держав и поэтому создается возможность для сотрудничества между этими державами.

Системы ПАУ требуют следующих компонентов:

- набор датчиков для быстрого обнаружения и отслеживания цели,
- ударные головки (УГ), предназначенные для перехвата ускоряющихся ракетных целей,
- ракеты-перехватчики для запуска этих УГ с большой скоростью,
- пусковые платформы для таких перехватчиков.

Прямое столкновение между УГ и корпусом баллистической ракеты (БР) приводит к разрушению разгонного блока (РБ) и последующему быстрому прекращению его тяги, а также, возможно, к разрушению боеголовки (или боеголовок) в процессе разрушения РБ, хотя последнее нельзя доказать с уверенностью. Следовательно, с консервативной точки зрения обороны, следует допустить, что полезная нагрузка может остаться жизнеспособной. Для убеждения в том, что обломки БР (куда может входить действующая боеголовка) не способны попасть на обороняемую территорию, перехваты должны произойти до того, как полезная нагрузка набрала скорость, достаточную для достижения этой территории (обычно это требует перехвата в интервале от нескольких до нескольких десятков секунд перед выгоранием топлива РБ в зависимости от траектории ракетной цели).

Вскоре после запуска БР система датчиков обнаруживает это событие и начинает следить за целью для получения решения о запуске ракеты-перехватчика. Быстрое обнаружение пуска и быстрое отслеживание позволяют добиться максимально быстрого момента запуска перехватчика и тем самым его максимальной дальности. Поначалу перехватчик и его УГ наводятся с использованием обновления в полете данных от внешних датчиков. Когда УГ достигнет высоты, на которой начинает действовать ее многоспектральный датчик самонаведения (это приблизительно выше 80 км), он должен оказаться способным отслеживать яркий факел ракетной цели. Когда УГ подходит к своей цели на расстояние примерно в пределах 100 км (около 10 с до перехвата), датчики УГ должны суметь дискриминировать корпус ракеты от выхлопного факела. Бортовой лазерный датчик системы обнаружения, получения изображения и определения расстояния (лидар) поможет переходу отслеживания за факелом к отслеживанию за корпусом, а также обеспечит точную информацию о дальности для улучшения наведения УГ, чтобы точка наведения на цель была известна с точностью примерно 50 см².

Желаемые скорость и масса УГ определяют размер перехватчика и, следовательно, размер пусковой платформы (на спутнике, самолете, корабле или размер пусковой установки НБ). Предпочтительной кажется скорость перехватчика воздушного базирования (ПВБ) порядка 5 км/с как для тактической ПРО, так и для национальной ПРО. Меньшим скоростям соответствуют меньшие дальности перехвата, а это приводит к увеличению числа платформ ВБ, требуемых для перекрытия конкретной страны, и, следовательно, стоимости системы. Двухступенчатые ракеты со скоростями 5-6 км/с и с массой менее 1500 кг можно сконструировать на основе текущей технологии. Более крупные ПВБ также могут быть сконструированы, но они не будут легко соответствовать размещению на борту существующих тяжелых бомбардировщиков или иных крупных самолетов (не говоря уже об истребителях или беспилотных летательных аппаратах - БЛА).

Анализ систем ПАУ усложнен из-за взаимозависимости разных элементов в системе, что

² APS Study, Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense, July 2003, Section 10.3.

требует конструктивной интеграции. В этом анализе мы стремимся быть консервативными по отношению к оценкам характеристик систем ПАУ, но все же включаем системы, которые сегодня не существуют, хотя могут быть развернуты в течение десяти лет, если они существенно влияют на эффективность ПРО АУ. Примером могут служить воображаемый инфракрасный датчик космического базирования, аналогичный системе SBIRS-High, и мощные радары X-диапазона воздушного базирования. Элементы системы ПАУ воздушного базирования (ПАУ ВБ) детально исследуются при этом анализе наряду с номинальной способностью обороны ВБ от тактических и межконтинентальных БР. Характеристики целей (типа БР), несомненно, важны для определения эффективности ПАУ ВБ. В Приложении А приводятся технические детали для ракетных целей, рассмотренных в нашем исследовании.

СИСТЕМА ДАТЧИКОВ

ПАУ требует мгновенного обнаружения запуска цели, а также быстрого и точного отслеживания для запуска и наведения перехватчика в полете до тех пор, когда УГ сможет выполнить автономное наведение на свою цель. Хотя начальное обнаружение и слежение могут выполнить инфракрасные или радарные датчики, их сочетание создает более надежную систему, поскольку оно помогает избежать ложной тревоги и затрудняет создание простых ложных целей, напоминающих РБ, поскольку таким целям придется имитировать радарные и оптические признаки. На рис.1 представлены варианты системы таких датчиков. Хотя детальные конструкции системы датчиков достаточно сложны, их основные ограничения (особенно с точки зрения быстрого обнаружения и отслеживания) можно понять, если рассмотреть физику каждого типа датчиков.

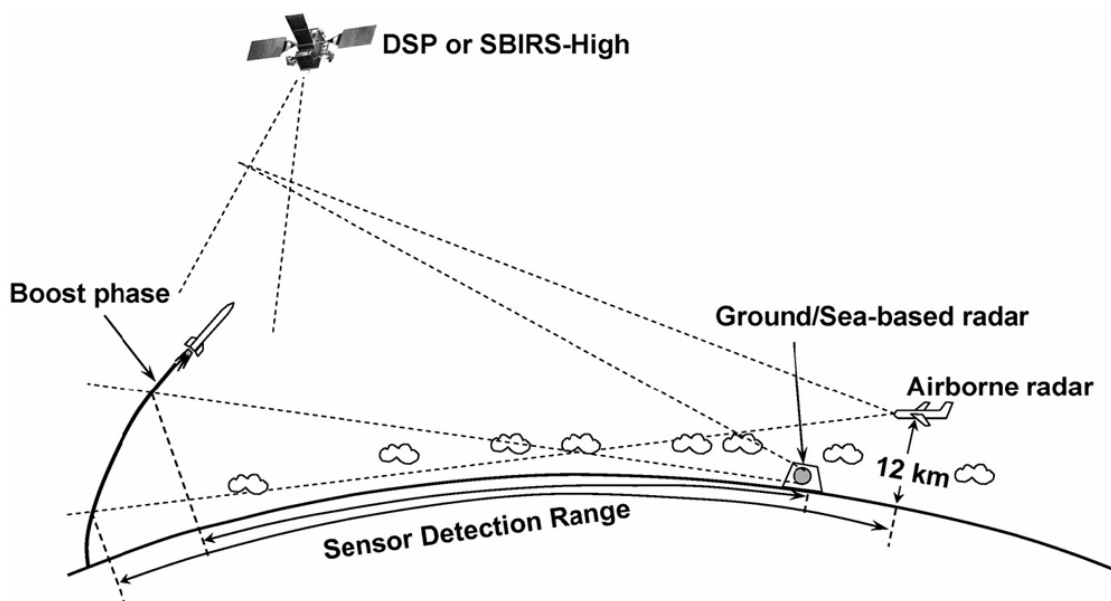


Рис.1: Схематическая система датчиков. Сверху показан инфракрасный датчик космического базирования на спутнике программы содействия обороне (DSP) или на будущем спутнике системы SBIRS-High. Справа – радары воздушного и наземного/морского базирования, отмечена также их дальность обнаружения. Слева – активный участок траектории ракеты.

Инфракрасное обнаружение и слежение

Пассивные инфракрасные системы могут обнаружить ракетные факелы с достаточной точностью на расстоянии в тысячи километров и поэтому они способны обнаруживать запуски БР в глобальном масштабе с высоких околоземных (или геосинхронных) орбит. Инфракрасные датчики как космического, так и воздушного базирования могут оказаться привлекательными по двум причинам: прежде всего, они обладают глобальным покрытием, а во-

вторых, они обладают высокой точностью³. Впрочем, пассивные инфракрасные датчики нуждаются в триангуляции с участием нескольких датчиков для получения точной траектории, поскольку отсутствует начальная информация о дальности⁴.

Дальности инфракрасного обнаружения и отслеживания зависят от инфракрасного сигнала, излучаемого целью, или от способности цели отражать сигналы лидарной системы, от диаметра оптики и от минимального сигнала, обнаруживаемого матрицей в фокальной плоскости детектора, который является функцией шума детектора и помех, возникающих при отражении сигнала от других объектов (например, облаков) и попадающих в поле зрения датчика. Шум датчика определяется темновым током детектора (который очень чувствителен к температуре) и чернотельным излучением любой теплой поверхности, находящейся на оптическом пути. Шум измеряется в единицах ЭМШ (эквивалентной мощности шума). Точность, с которой инфракрасный датчик может определить положение РБ, определяется дифракционным пределом оптики или размером пикселей в фокальной матрице в зависимости от того, что является определяющим, если не привлекать методику разрешения изображения внутри пикселя.

Инфракрасный сигнал от ракетного факела – это сложная функция высоты РБ, тяги двигателя и типа топлива. Инфракрасный сигнал образуется оптическими переходами с возбужденных состояний продуктов сгорания – в основном, воды, CO_2 и CO . Кроме того, жидкотопливные РБ образуют сажу благодаря насыщенным топливом смесям, применяемым для оптимизации удельного импульса. При нагревании сажа добавляет чернотельное излучение к характерному излучению факела. А в твердотопливных разгонных блоках часто применяются оксиды металлов (например, оксид алюминия) для улучшения удельного импульса. Такие твердые частицы вылетают из сопла при сгорании и, как и сажа, добавляют к факелу чернотельное излучение.

По мере подъема ракеты в атмосфере несгоревшее топливо и продукты сгорания (например, CO и H_2) продолжают гореть при смешивании с атмосферным кислородом – это называют «догоранием». Интенсивность инфракрасного излучения от факела крупной МБР составляет примерно $10 \text{ МВт}/(\text{стерадиан-микрон})$ в пике излучения то есть, когда ракета находится на высотах ниже 40 км. Когда скорость ракеты, направленная вперед, близка к скорости выхлопа продуктов сгорания, перемешивание с атмосферным кислородом происходит значительно медленнее и по этой причине значительно уменьшаются характерные особенности «догорания», что приводит к появлению «провала» в интенсивности факела. Этот участок характерен интенсивностью, которая на 2-3 порядка величины меньше интенсивности на участке «догорания»; он появляется, когда ракета находится на высоте 40-60 км. По мере того, как ракета продолжает ускоряться, относительная скорость испускаемого факела и окружающего воздуха снова становится значительной, а характерная инфракрасная особенность факела возрастает благодаря более эффективному смешиванию и, в результате, более эффективному сгоранию выброшенных продуктов. На больших высотах концентрация кислорода в атмосфере становится слишком низкой для поддержания заметного «догорания» и интенсивность факела снова падает. При высотах свыше 100 км факел раздувается настолько, что часто его размер выходит за поле зрения одного пикселя датчика, что приводит к дальнейшему ослаблению видимой интенсивности сигнала. Разделение ступеней также приводит к ослаблению наблюдаемого сигнала из-за меньшей тяги второй и третьей ступени ракетного двигателя. В конечном итоге характерная особенность факела уменьшается до «действительного размера» – это инфракрасный сигнал, наблюдаемый прямо за соплом и связанный с нагретыми продуктами выхлопа, которые расширяются во внешнее пространство. Сигнал от «действительного размера» на 2-3 порядка величины ниже по интенсивно-

³ Инфракрасные датчики воздушного базирования, работающие в коротковолновом или средневолновом диапазоне, имеют угловое разрешение порядка 10^{-5} радианов для оптики диаметром 30 см. Следовательно, они будут обладать разрешением при отслеживании порядка 6 м с расстояния 600 км. Такая точность слежения позволит быстро определить азимут полета цели и сможет облегчить определение типа разгонного блока.

⁴ Лидары космического базирования и лидары воздушного базирования (если они смогут находиться на высоте свыше 18 км на расстоянии в пределах 600 км от своих целей) могут сыграть интересную роль в слежении за ракетами на активном участке. Но такие датчики в нашем докладе не исследовались.

сти, чем пиковый сигнал при «догорании». Типичные интенсивности сигнала от «действительного размера» для двигателей класса МБР по порядку величины составляют от нескольких сотен до нескольких тысяч Вт на стерадиан и на микрон.⁵

Инфракрасные спутники для раннего предупреждения появления БР, например, спутники по программе содействия обороне (DSP), а также те, что заменят их в будущем, - SBIRS-High, служат кандидатами для обнаружения и отслеживания ракет. Система SBIRS-Low (инфракрасная система космического базирования на низких орбитах), как ожидается, не будет играть значительную роль в ПРО АУ, поскольку ее многоспектральная оптическая система (в частности, ее длинноволновый инфракрасный датчик) предназначена для точного отслеживания объектов на холодном фоне космического пространства и, следовательно, не сможет наблюдать ракеты до их относительного поздней фазы на АУ. Более того, из-за значительного перерасхода средств неясно, когда будет развернута (или вообще будет ли развернута) система SBIRS-Low.

Датчик DSP работает на длине волны 2.7 мкм (полоса поглощения молекул воды) и один пиксель покрывает площадь размером 1 км x 1 км на поверхности Земли. Эта инфракрасная полоса была выбрана о той причине, что соответствующая длин волны сильно поглощается в атмосфере и тем самым резко ослабляет фоновый сигнал от спонтанных инфракрасных источников и от помех, возникающих на поверхности Земли или около нее. В этой полосе рассеянный свет от высотных облаков служит доминирующим источником помех. Впрочем, малая скорость повторного осмотра спутником DSP (примерно раз в 10 с) приводит к запаздыванию обнаружения и поэтому делает такой датчик непривлекательным для слежения за РБ.

Обнаружение запуска большой ракеты инфракрасными датчиками космического базирования (ИКДКБ) не вызывает проблем для МБР с большой тягой и для первых ступеней тактических БР. Например, ракета «Скад-Б» (Scud B) с дальностью 300 км обладает такой же тягой и, следовательно, такой же интенсивностью «действительного размера», что и двигатель третьей ступени ракеты «Минитмен III» (около 200 Вт на стерадиан в полосе 2.6-2.8 мкм). Такой факел соответствует отношению сигнал/шум порядка единицы в датчике, находящемся на геосинхронной орбите, с оптикой диаметром 30 см и с ЭМШ $\approx 10^{-14}$ Вт/см²; такой сигнал обнаружим, но требует умеренного времени накопления для достижения разумной вероятности обнаружения⁶. Впрочем, сигнал от ракеты «Скад-Б» или «Скад-В» (Scud C), когда она проходит участок «догорания», в сотни или тысячи раз выше, чем от «действительного размера», и поэтому его могут обнаружить ИКДКБ с геосинхронных высот, что, в действительности, происходило во время операции «Буря в пустыне».

В данном анализе предполагается, что датчик типа SBIRS-High будет развернут для содействия ПРО АУ. Способность подобной воображаемой инфракрасной системы КБ изучалась в недавнем докладе Американского физического общества (АФО)⁷. В этом детекторе имеются телескоп диаметром 30 см и матрица в фокальной плоскости с пикселями из сплава HgCdTe, покрывающая 1/24 поверхности Земли в течение 33 мс; таким образом, сканирование всей поверхности Земли производится менее чем за секунду, если только телескоп не направлен специально на узкую область, вызывающую особый интерес. В докладе АФО допускается, что этот датчик работает в одном из окон пропускания атмосферой (то есть, 2.0-2.5 мкм или 3.0-3.5 мкм) в отличие от инфракрасной полосы поглощения, как у DSP, что позволяет датчику смотреть вниз вплоть до земной поверхности в условиях видимости, причем каждый пиксель покрывает участок поверхности размером 1 км x 1 км.

При таких условиях самый последний момент, когда воображаемый ИКДКБ сможет обнаруживать РБ ракеты, определяется наличием оптически толстых облаков. Доклад АФО приходит к выводу, что факелы крупных БР может обнаружить с высокой степенью достоверности ИКДКБ, работающий в одном из атмосферных окон, как только ракета поднимется на высоту примерно 7 км⁸. Это устанавливает верхний предел на задержку времени от

⁵ Детальный разбор этих вопросов приведен в работе Frederick S. Simmons, *Rocket Exhaust Plume Phenomenology*, The Aerospace Corporation Press, El Segundo, CA, 2000.

⁶ Эквивалентная мощность шума порядка 10^{-14} Вт/см² – это консервативное значение в полосе 2.7 мкм для телескопа апертурой 30 см.

⁷ См. [2], Section 10.1.

⁸ Там же, разделы 10.1.2 и 10.1.3.

момента запуска ракеты до момента первого обнаружения. В табл.1 приводится время, требуемое для ракет, которые рассматриваются в нашей статье, для подъема на высоту 7 км по навесным траекториям. Навесные траектории выбраны по той причине, что хотя ракеты можно будет обнаружить на несколько секунд раньше, они потребуют больше времени для установления точного отслеживания на основе ИКДКБ, и потому что у ПВБ окажется меньшая дальность при таких траекториях из-за необходимости подниматься на большую высоту перехвата. Поэтому с учетом всех этих факторов навесные траектории оказываются наилучшими траекториями для ПАУ.

Табл.1: Времена обнаружения и слежения за БР с помощью ИКДКБ и радаров.

Ракета	А	Б	В	Г	Д	Е	Ж	З	И	К	Л
Запуски из Северной Кореи											
Скад-Б	61	23-31	33	14 ^Б	10	5	43	19	8	10	34
Скад-В	85	26-60	37	21 ^Б	13	5	50	26	9	26	50
Нодонг	95	42-88	35	21 ^Б	13	5	48	26	10	37	59
Теподонг 1	165	110-170	43	27 ^Б	13	5	56	32	13	96	120
Теподонг 2	193	180-240	39	27 ^Б	13	5	52	32	15	126	146
МБР 290	290	185-445	52	44 ^Б	13	5	65	49	20	205	221
МБР 240	240	135-440	39	30 ^Б	9	5	48	35	17	175	188
МБР 180	180	75-370	32	24 ^Б	5	5	37	29	14	129	137
Запуски из Ирана											
Шахаб 3	95	65-75	34	21 ^Б	11	5	45	26	10	40	59
Шахаб 4	165	125-170	43	32	14	5	57	37	13	95	115
Шахаб 5	199	180-280	40	45	13	5	53	50	15	131	134
МБР 290	290	185-395	52	60	14	5	66	65	20	204	205
МБР 240	240	145-395	39	45	9	5	48	50	17	175	173
МБР 180	180	85-325	32	37	5	5	37	42	14	129	124
В списке ракет указаны смоделированные МБР (через черту указана длительность АУ в секундах).											
Обозначения и примечания:											
А) Длительность активного участка - ДАУ (с).											
Б) Высота, на которой завершается АУ (км).											
В) Время на обнаружение (с) при помощи ИКДКБ с линейным разрешением 1 км. Это время обусловлено подъемом ракеты на высоту 7 км.											
Г) Время на обнаружение (с) радаром воздушного базирования (РВБ). Индексом ^Б обозначены случаи, когда предполагалось, что РВБ находится в пределах 400 км от стартовой площадки. Приведенное время обусловлено попаданием ракеты в лепесток радара (угол падения 0.42 градуса) и доплеровским сдвигом при скорости свыше 150 км/час.											
Д) Время отслеживания при помощи ИКДКБ (с).											
Е) Время отслеживания при помощи РВБ (с).											
Ж) Полное время задержки пуска ПВБ в случае ИКДКБ (с).											
З) Полное время задержки пуска ПВБ в случае РВБ (с).											
И) Момент перехвата до завершения АУ (с) – он определяется как 5% от ДАУ ракеты плюс 5 с.											
К) Полное время полета ПВБ в случае ИКДКБ (с).											
Л) Полное время полета ПВБ в случае РВБ (с).											

ИКДКБ потребует некоторое время после обнаружения цели для слежения за ней с достаточной точностью до того, как можно будет запустить ПVB. Начальное отслеживание цели происходит при пролете ракеты через участок «догорания». Время, требуемое для разработки точного слежения, зависит от разрешающей способности датчика, скорости смены кадров в нем и от проекции траектории ракеты на поле зрения ИКДКБ. В частности, надо знать направление движения цели с достаточной точностью для определения того, находится ли ракета на угрожающем азимуте, чтобы УГ смогла удалить остаточные погрешности. Вообще говоря, чем больше топлива у УГ, тем с большими ошибками курса она сможет справиться. Впрочем, добавление топлива для компенсации больших ошибок курса не является привлекательным подходом из-за увеличения веса УГ.

Различные критерии можно предложить для слежения за целью. В нашем анализе предполагается, что цель должна показаться угрожающей (то есть, направленной на обороняемую территорию) и курс цели должен быть известен достаточно хорошо, чтобы серьезно не повлиять на требования к топливу УГ для перенацеливания. Чтобы показаться угрожающей, цель, как считается, должна пройти минимум 2-3 пикселя (это 2-3 км от начальной точки обнаружения при пространственном разрешении пикселя в 1 км) для примерного определения курса цели до пуска перехватчика (это означает, что курс цели надо определить с точностью $\pm 15^\circ$)⁹. Это время больше для навесных траекторий, так как уменьшается горизонтальный компонент скорости ракеты.

Кроме того, в анализе предполагается, что запуск ПVB задержится еще больше, если курс цели известен недостаточно хорошо, так что *после* выгорания РВ ПVB (через 20 с после запуска ПVB) УГ должна потратить более 10% (0.2 км/с) запаса топлива на перенацеливание для компенсации оставшихся ошибок курса¹⁰. Основная часть топлива УГ остается для компенсации маневров цели на ее АУ (это главная задача перенацеливания). Поперечное перенацеливание, которое требуется для коррекции начальных ошибок курса, может быть обеспечено ракетным двигателем ПVB на его АУ с использованием обновляемой в полете информации о цели за счет небольшого уменьшения скорости ПVB¹¹. Для рассмотренных в этом докладе ракетных траекторий всегда основную роль играет требование «двух пикселей» – задержка запуска ПVB до тех пор, пока цель не пройдет двух пикселей по курсу, всегда приводит к расходу запаса скорости УГ на перенацеливание менее 0.2 км/с для коррекции оставшихся ошибок курса после завершения 20-секундного АУ ПVB.

Временные задержки, приведенные в Табл.1, подразумевают навесные траектории се-

⁹ Если предположить, что инфракрасный датчик космического базирования обладает разрешением в пределах пикселя (что должно оказаться возможным, если пятно изображения сравнимо с размером пикселя матрицы в фокальной плоскости), то приблизительное наведение на цель можно определить быстрее, чем предполагается в тексте. После начального обнаружения датчик может накопить десятки кадров с информацией о движущейся цели путем просмотра обнаружившего пикселя с интервалом менее секунды.

¹⁰ В целях данного анализа ошибки наведения определяются простым способом – берется половина размера пикселя со следом цели (± 0.5 км при размере изображения 1 км x 1 км) и делится на расстояние, которое пролетела цель. При более точных подсчетах учитываются неопределенности поперечного положения, скорости и ускорения, образованные следящим фильтром, в зависимости от времени, прошедшего после начального обнаружения, для определения момента возможного запуска ПVB.

¹¹ Это требование на ΔV вычисляется на основе ошибки поперечного расстояния, образованной ошибкой наведения, что определяется расстоянием, которое прошла ракета, в зависимости от времени, и разрешением датчика. Если предположить, что на этом участке полета ПVB используется пропорциональная навигация, а траектории перехвата имеют обычный вид, то требование на запас скорости принимает следующий вид: $\Delta V = \theta \cdot R \cdot v_t N / [v_i \cdot (N-1) \cdot t]$, где $\theta(t)$ – ошибка наведения в зависимости от времени (это разрешение датчика, разделенное на пройденное ракетой расстояние в зависимости от времени после начального обнаружения), R – номинальная дальность перехвата (примерно 600-800 км для целей типа МБР), v_t – средняя скорость цели (примерно половина скорости БР, полученной после завершения АУ), v_i – скорость перехватчика (примерно 5 км/с для ПVB), а N – коэффициент пропорциональной навигации (в нашем случае это 4), а t – время до перехвата, которое зависит от длительности АУ цели.

верокорейских и иранских ракет, поскольку в этом случае предполагаются наибольшие задержки определения траектории¹². Настильные траектории и траектории с минимальной энергией обладают более длительными задержками обнаружения цели, поскольку в этом случае подъем на высоту 7 км отнимает больше времени. Но для таких траекторий задержки в отслеживании короче, так как горизонтальный компонент скорости возрастает, и это компенсирует задержки при обнаружении, позволяя запустить ПВБ на несколько секунд раньше.

В некоторых случаях время на отслеживание меньше пяти секунд. В этом анализе считается, что пять секунд – это нижний предел времени отслеживания при любом датчике, поскольку потребуются несколько секунд для принятия решения местным руководством (существует мало времени, чтобы потребовать одобрения запуска на более высоком командном уровне) и для задержек связи между платформой датчика и пусковой платформой ПВБ.

Ракета «Скад-Б» и твердотопливная МБР-180 – две эти ракеты обладают наиболее пряженными циклограммами среди всех ракет, рассмотренных нами. ИКДКБ с разрешением пикселя 1 км [ИКДКБ-(1)] должен оказаться достаточным, чтобы получить время отслеживания вблизи минимального значения для МБР с выгоранием через 180 с (см. Табл.1). Но более быстрые времена отслеживания для ракеты «Скад-Б» потребуют наличие датчиков с более высоким разрешением. Разрешение датчика придется сократить примерно до 0.5 км на пиксель, чтобы можно было с уверенностью отслеживать большинство из рассмотренных ракет за время, меньшее пяти секунд, с помощью ИКДКБ. Окажутся ли приемлемыми возрастание стоимости, более узкое поле зрения и более длительные времена сканирования, связанные с таким датчиком, можно будет определить только после проведения общего изучения всех компромиссов в системе, что выходит за пределы нашего анализа.

Обратите внимание, что определение типа РБ вскоре после обнаружения пуска будет очень затруднено, поскольку остальные ступени еще не включались, а профиль ускорения цели нельзя определить с достаточной точностью на основе грубой информации слежения, чтобы указать тип ракеты, несмотря на тот факт, что для твердотопливных МБР потребуется меньше времени на отслеживание, чем для МБР с жидким топливом. Даже при точных профилях ускорения, которые могут быть обеспечены радаром или лидаром, определение типа разгонного блока остается проблематичным, поскольку баллистические ракеты промежуточной дальности (БРПД) и МБР могут обладать одинаковыми профилями ускорения на начальной стадии своих АУ (см. рис.А4-А5). Оптические особенности могут оказаться недостаточно четкими, чтобы различать типы РБ. Эти особенности могли бы предоставить некоторую информацию о том, какое топливо сгорает в ракете – жидкое или твердое (это обстоятельство определяет примерное время выгорания), но подобная информация также может оказаться ненадежной к моменту запуска ПВБ. Значит, придется запускать ПВБ на цель с ярким факелом без достаточного представления о том, на каком топливе работает цель и к какому классу она относится – БРПД или МБР.

Положения точек, где происходит полное выгорание, для БРПД и МБР могут изменяться на несколько сотен километров. Поэтому, если неизвестен тип РБ, можно запустить несколько ПВБ для защиты от ошибочного принятия БРПД за МБР и наоборот. Кроме того, РБ БР могут маневрировать в полете с использованием, например, навесных или наклонных траекторий, изменения плоскости полета, маневров с изменением энергии (твердотопливные БР пользуются такими маневрами для коррекции своей дальности) или преднамеренных маневров, чтобы избежать перехвата. Такие маневры могут изменить положение предсказываемой точки перехвата на несколько сотен километров даже при таких МБР, для которых известен их тип, и поэтому повлиять на требования к перенацеливанию УГ, поскольку

¹² Время отслеживания зависит от фактически пройденной траектории по сравнению с максимальной дальностью ракеты, поскольку это определяет, сколько топлива имеется в распоряжении для подъема траектории. Данные в табл.1 основаны на консервативных навесных траекториях. Впрочем, можно построить и более худшие траектории, если применять ракеты большой дальности типа «Теподонг 2» для нападения на цель, находящуюся на очень малом удалении. В этом случае начальная траектория ракеты может быть почти вертикальной, а задержка при отслеживании окажется больше того, что приводится в табл.1 Конечно, придется сконструировать входящий в атмосферу аппарат так, чтобы он смог справиться в с высокими скоростями входа при таких навесных траекториях.

их придется корректировать целиком с помощью УГ после выгорания РБ ПVB¹³. Если РБ ракет не маневрируют, а летят по предсказанным траекториям, когда основным источником траекторных ошибок оказывается шум в датчике, положение предсказываемой точки перехвата может быть оценено с точностью до нескольких километров или, может быть, нескольких десятков километров для большинства БР вскоре после обнаружения цели¹⁴.

Полная длительность задержки пуска ПVB и время, оставшееся на полет ПVB, также приведены в табл.1. Полное время задержки – это просто сумма задержек времени на обнаружение и отслеживание. Полетное время ПVB равно продолжительности АУ, из которой вычитаются задержка на пуск ПVB и момент времени до полного выгорания РБ, когда должен быть достигнут перехват. Длительность АУ (ДАУ) у разных БР может изменяться на 5% от номинального значения из-за влияния давления и термических эффектов, изменяющих скорости потока топлива в жидкотопливных двигателях или скорости сгорания топлива - в твердотопливных. Поэтому для уверенности в том, что ПVB сможет перехватить цель до выгорания ее топлива, момент перехвата до выгорания должен отстоять от номинальной ДАУ, по крайней мере, на 5% от ее номинального значения. Кроме того, для уверенности в том, что обломки не долетят до намечавшейся цели, БР должна быть перехвачена примерно за 5 с до номинального завершения ДАУ. Это приведет к тому, что обломки упадут на районы, которые расположены по дальности на 15-20% ближе к месту запуска (см. рис. А6). Если МБР из Северной Кореи или Ирана перехватываются за 5 с до выгорания, их обломки свалятся на Северную Канаду (см. рис.А7-А8) вдали от населенных районов Канады и США (это не относится к траекториям из Северной Кореи, проходящим над Аляской).

Обнаружение и слежение радаром

Радар обеспечивает всепогодное слежение и очень точные измерения дальности. В частности, радар воздушного базирования (РВБ) может обеспечить раннее обнаружение БР, если он находится на расстоянии примерно 400 км (или меньше) от стартовой площадки, поскольку при такой дальности РВБ с высоты 12 км может непосредственно видеть эту площадку. Цели, находящиеся на более далеком расстоянии, должны подняться достаточно высоко, чтобы появиться над радарным горизонтом. Радары наземного и морского базирования (РНБ и РМБ) не столь привлекательны, если только они не расположены достаточно близко от стартовой площадки, потому что ракетным целям требуется много времени, чтобы подняться над радарным горизонтом для обеспечения своевременного обнаружения. Например, потребуется где-то 70-110 с, чтобы цель оказалась видимой для РНБ, находящегося на расстоянии 600км, в зависимости от типа ракеты, ее траектории и угла скользящего падения радара. Впрочем, РНБ способен выдавать обновленную информацию о полете цели для наведения УГ, находящейся в полете. Если развернуты эффективные глушители радаров, устраняющие радарную информацию о дальности, обороне придется разместить два или более радаров для слежения за целями на основе только угловых измерений.

Радар может либо воспользоваться инфракрасным обнаружением из космоса для ориентирования и этим самым избежать необходимости осматривать большой телесный угол, либо он может работать в автономном режиме, проводя поиск в значительном по ширине районе над участком горизонта, чтобы добиться первого обнаружения. Очевидно, что когда радар наводится при помощи ИКДКБ, обнаружение им происходит после обнаружения с помощью ИКДКБ. Поскольку полетное время представляет особую важность для ПАУ, при нашем анализе изучается возможность РВБ для уменьшения времени на обнаружение и для уменьшения тем самым задержки запуска ПVB (и увеличения его полетного времени). По

¹³ Конструкция разгонных блоков ПVB с дополнительным двигателем, обеспечивающим тягу после выгорания основного двигателя, поможет ослабить требования на запас скорости УГ за счет скорости перехватчика. Потребуется изучение такого системного компромисса для определения того, даст ли он выигрыш. В данном анализе предполагается, что УГ должна иметь достаточно топлива для корректировки маневров цели своими силами.

¹⁴ Анализ целей типа тактических БР, где предсказываются ошибки предсказания точки перехвата в несколько км, приведен в работе R.C.Lacoe, D.C.Johannsen, K.L.Zondervan, and Col. T.Fitzgerald, "Sensor Fusion Applications In The Airborne Interceptor (ABI) Program", 8th National Symposium on Sensor Fusion, 1995.

этой причине рассматриваемые нами радары предусмотрены для работы в режиме просмотра широкого участка неба.

РВБ применяет строб дальности и доплеровскую обработку для удаления помех от рейсовых самолетов, а также доплеровского сдвига от земной атмосферы. В этом анализе предполагается, что радиальная (доплеровская) скорость цели должна превышать 150 км/час до момента, когда может быть произведено обнаружение. В результате, цели пролетают, не будучи обнаруженными, до того, как их доплеровское смещение не превзойдет это значение, а следы цели пропадают, когда траектория почти перпендикулярна лучу зрения радара. Ракеты, запущенные при дальности, которая меньше радарного горизонта, могут быть обнаружены, как только их доплеровский сигнал превысит значение, соответствующее скорости 150 км/час. Впрочем, точное отслеживание обычно не может происходить до тех пор, пока цель не поднимется над горизонтом на угол, соответствующий примерно половине угловой ширины луча радара (это обсуждается в дальнейшем).

Времена обнаружения при помощи РВБ приведены в Табл.1. Они были подсчитаны на основе рассмотрения многих стартовых площадок на территории Северной Кореи и Ирана для разных типов ракет с последующим отбором наихудшего времени задержки, определяемого при сравнении с радаром, который находится в наилучшем положении для наблюдения цели. Обычно им оказывался радар, расположенный вблизи демилитаризованной зоны, для запусков из Северной Кореи, но для запусков из Ирана оптимальное положение не было однозначным.

Вообще говоря, для настильных траекторий времена обнаружения на несколько секунд больше значений, приведенных в Табл.1, в зависимости от точного профиля запуска для первой ступени (он может не очень сильно отличаться при настильной и навесной траекториях). Впрочем, навесные траектории создают наихудшую геометрию для перехвата, поскольку перехват на большей высоте уменьшает дальность ПВБ. Следовательно, приведенные в Табл.1 времена обнаружения радаром соответствуют навесным траекториям.

Максимальная дальность обнаружения радаром (R_{max}), работающим в режиме просмотра, определяется следующим уравнением:

$$R_{max}^4 = (t_s/\Omega) \cdot [P_{ave} A_e \sigma \epsilon_i(n)] / [4\pi k T_n (S/N)_1 L_s]$$

где P_{ave} – средняя излучаемая мощность, A_e – эффективная апертура антенны, σ – радарное поперечное сечение цели, $\epsilon_i(n)$ – эффективность интегрирования n импульсов, k – постоянная Больцмана (1.38×10^{-23} Дж/К), T_n – шумовая температура радарной антенны, $(S/N)_1$ – отношение сигнал/шум, требуемое для обнаружения цели с определенной вероятностью и при определенной частоте появления ложных тревог в одном импульсе, в множитель L_s входят различные потери в радаре и на пути прохождения луча, t_s – время сканирования телесного угла Ω ¹⁵. Итак, в режиме просмотра возможности радара определяются в основном произведением мощность-апертура и временем, требуемым для сканирования одного стерадиана телесного угла. Телесный угол определяется азимутом сканирования (в нашем анализе он принимается равным 90°) и высотой сканируемого сектора (она принимается равной ширине луча). Время сканирования на стерадиан определяется множителем $n/(f_p \Omega_0)$, где n – число импульсов, интегрированных для обнаружения в режиме просмотра, f_p – частота повторения импульсов радара, а Ω_0 – телесный угол главного лепестка радара.

Предполагается, что минимальные значения радарных поперечных сечений (РПС) жидкотопливных и твердотопливных МБР (вид спереди) составляет примерно 0.5 м^2 и 0.1 м^2 , соответственно¹⁶. Впрочем, в течение нескольких десятков секунд после запуска большинства ракет находится под углом $20-40^\circ$ от вертикали и поэтому их РПС окажется выше. Кроме того, РПС при наблюдении сзади выше, чем при наблюдении спереди. Следовательно, если ракета улетает от радара, как произойдет в случае с Северной Кореей, когда запуск ракеты наблюдается из демилитаризованной зоны, РПС ракеты окажется выше. В нашем анализе предполагается, что минимальное значение РПС составляет 0.5 м^2 для начального этапа обнаружения. Значения РПС при слежении оказываются меньше, особенно после отделения ступеней и они предполагаются равными 0.1 м^2 и 0.5 м^2 для твердотопливных и жидкотоп-

¹⁵ Merrill I. Skolnik, *Introduction to Radar Systems*, 3rd ed., New York: McGraw Hill, 2001, pp.89-90.

¹⁶ См. [2], раздел 10.2.2.

ливных МБР, соответственно. Чтобы получить разумные дальности отслеживания (предположим, что они составляют, по крайней мере, 650 км), добавочные импульсы радара надо интегрировать.

В Табл.2 приведены параметры некоторых воображаемых радаров, рассмотренных в этой статье. Радар наземного базирования (РНБ) аналогичен по конструкции РНБ системы ТВТО (ТНААД), но у него произведение мощность-апертура вдвое выше для получения достаточной дальности обнаружения и быстрого сканирования. Радар морского базирования (РМБ) аналогичен радару «Иджис» Спай-1Б (SPY-1B), но произведение мощность-апертура на 70% выше. Наконец, воображаемый РВБ Х-диапазона (не путать его с радаром АВАКС S-диапазона, используемым для ПВО) предназначен для больших дальностей обнаружения и быстрого сканирования. Этот РВБ-Х имеет выпуклую антенную решетку и практически имеет те же тактико-технические характеристики (ТТХ), что и радар типа ТВТО. Вместо S-диапазона выбран Х-диапазон, несмотря на возросшие трудности при получении высокой излучаемой мощности и на более высокое ослабление в атмосфере, поскольку радарный луч может вести сканирование ближе к горизонту и поэтому раньше обнаруживать цели.

Радары в Табл.2 сконструированы достаточно мощными, чтобы проводить сканирование по азимуту в пределах 90° за время, вдвое меньшее того, что требует РБ цели для прохождения ширины радарного луча (для ракет, исследуемых в данном анализе, это время составляет 9-17 с¹⁷). Короткие времена сканирования кроме того сводят к минимуму запаздывание первого обнаружения цели, которое появляется из-за того, что радар может сканировать другую часть просмотренного объема, когда цель в первый раз появляется над горизонтом. Эта задержка в среднем составляет половину времени сканирования при просмотре. Произведение мощность-апертура для радара подобрано так, чтобы получить вероятность обнаружения 0.9 при каждом прохождении, а это приводит к совокупной вероятности обнаружения 0.99. Отсюда вытекает, что отношение сигнал/шум для единичного импульса должно составить 20.8 дБ при степени ложных тревог 10^{-6} . Проектная дальность слежения для каждого радара составит 650 км и 1000 км для целей с РПС, равным 0.1 м^2 и 0.5 м^2 , соответственно, а время интегрирования при слежении лежит в пределах 0.33-0.5 с.

Точность отслеживания радаром зависит от его частоты, размеров антенны и уровня отношения сигнал/шум, степени флуктуации величины РПС и эффектов прохождения через атмосферу, особенно когда наблюдаемая цель близка к горизонту. Приблизительно можно считать, что удастся добиться точности углового слежения порядка одной десятой дифракционного предела ширины луча (θ_b). Эффекты от многих прохождений являются основными источниками ошибок при слежении под малыми углами (когда положение цели над горизонтом не превышает $1.5 \theta_b$). Эти ошибки можно уменьшить при работе с узкими лучами (то есть, радары с высокой частотой и с высокой антенной) и с более сложной обработкой сигнала (высокое разрешение по дальности, несколько частот, методика внеосевого слежения). Вообще говоря, можно получить ошибки слежения порядка $0.1 \theta_b$ при малом угле возвышения без особых усилий, если цель находится при углах скользящего падения $0.3-0.5 \theta_b$ над горизонтом¹⁸. Предполагается, что минимальный угол скользящего падения для точного слежения составляет $0.5 \theta_b$. Поэтому радары Х-диапазона в Табл.2 могут следить за целями с угловой точностью примерно 0.1° , что соответствует ошибке в положении примерно 1 км на расстоянии 600 км.

¹⁷ Время, требуемое для прохождения через луч радара, зависит от ширины луча, вертикальной скорости ракеты и расстояния от радара до цели. Более быстрые ракеты (твердотопливные МБР и отдельные БРСД) обладают большей вертикальной скоростью и достигают высоты, где они появляются над радарным горизонтом, раньше, чем жидкотопливные МБР. БРСД могут обладать высокими скоростями подъема, поскольку часто они обнаруживаются на более близких расстояниях (250-400 км), чем МБР (400-700 км). Воображаемые твердотопливная МБР-180, а также жидкотопливные МБР-240 и МБР-290, рассмотренные в нашем анализе, обладают скоростями подъема примерно 1.0, 0.75 и 0.60 мрад/с, соответственно, если РВБ находится на расстоянии 400 км. БРСД «Скад Б», «Скад В» и «Нодонг», запущенные из Северной Кореи, при наблюдении РВБ (расположенным южнее демилитаризованной зоны) будут иметь скорость подъема примерно в диапазоне 0.5-1.0 мрад/с при дальности обнаружения 230-330 км.

¹⁸ David K. Barton, *Modern Radar System Analysis*, Artech House, 1988, pp.523-530.

Табл.2: Параметры радаров и оцениваемые тактико-технические характеристики (а)

	РНБ-Х	РМБ-С	РВБ-Х
Параметры			
Рабочая частота (ГГц)	9.5	3.3	10
Частота повторения импульсов (Гц) (б)	45	17	30
Средняя полная мощность (кВт)	120	100	120
Высота антенны (м)	2.0	3.85	2.0
Ширина антенны (м)	4.6	3.65	4.0
Физическая апертура (м ²)	9.2	14.1	8.0
Эффективная апертура (м ²)	6.0	12.0	5.2
Произведение мощность-апертура (кВт·м ²)	720	1200	624
Взвешенный коэффициент усиления	75400	18200	72600
Взвешенная азимутальная ширина луча (град)	0.44	1.60	0.48
Взвешенная ширина луча по возвышению (град)	1.01	1.52	0.96
Сектор сканирования по азимуту (град)	90	90	90
Телесный угол поиска (стерадиан)	0.0278	0.0415	0.0264
Телесный угол радарного луча (стерадиан)	1.36E-04	7.38E-04	1.41E-04
Шумовая температура (К)	500	500	650
Потери в системе и в атмосфере (дБ)	19.5	18.4	19.2
Тактико-технические характеристики (в)			
Время прохождения восходящего луча (с) (г)	8.8	13.2	16.8
Время сканирования при просмотре (с)	4.5	6.6	6.2
Число импульсов, интегрированное при просмотре	1	2	1
Дальность просмотра: РПС цели 0.5 м ² (км)	585	730	590
Время интегрирования при слежении (с)	0.33	0.53	0.50
Число импульсов, интегрированное при слежении	15	9	15
Дальность слежения: РПС = 0.1/0.5 м ² (км)	650/970	650/970	655/980
Примечания: а) Многие из этих параметров взяты из доклада АФО «Системы перехвата на активном участке для национальной ПРО», июль 2003 г., разделы 10.2.3-10.2.5. б) Оцененная частота повторения импульсов предполагает, что в режиме просмотра интегрируются только несколько импульсов. В любом случае, частота повторения импульсов не может превышать 100 Гц, чтобы избежать неопределенностей по дальности при максимальной дальности обнаружения 1500 км. в) Вероятность обнаружения считается равной 0.9 при вероятности ложной тревоги 10 ⁻⁶ , что требует отношения сигнал /шум для единичного импульса на уровне 20.8 дБ. При двух сканированиях совокупная вероятность обнаружения составляет 0.99. г) Максимальная скорость подъема цели, пересекающей лучи РНБ, РМБ и РВБ, составляет 2,2 и 1 мрад/с, соответственно.			

С другой стороны, разрешение по дальности слежения для современных радаров может составить несколько метров или меньше. Следовательно, при отсутствии глушения могут быть получены точности слежения порядка десятков метров или лучше (в горизонтальной плоскости), если за целью следят несколько радаров. Вертикальные точности остаются порядка одного км до тех пор, пока цель не поднимется достаточно высоко над горизонтом.

Если противник воспользуется эффективным глушением радара, точность падает примерно до 1 км по всем трем направлениям. Поэтому при отсутствии глушения радары из Табл.2 смогли бы получить точность слежения, достаточную для запуска ПВБ в течение 5 с после обнаружения цели радаром (сюда включены несколько секунд на задержку, связанную с командованием, управлением и связью, поскольку курс цели может быть определен с точностью $\pm 2^0$ за две секунды) Две секунды выбраны по той причине, что предполагается наличие «попаданий» от трех из четырех радаров для установления траектории. При наличии глушения задержка слежения радаром будет сравнима с задержкой от пикселя в ИКДКБ-(1). Столь быстрое отслеживание может показаться оптимистическим, но оно должно быть достигнуто при наличии системы просмотра с быстрым обнаружением цели и быстрым слежением. Обратите внимание, что при этом остается очень мало времени для вмешательства человека в процесс запуска ПВБ – фактически только простое решение типа «да-нет» доступно для местного командования. Это может показаться рискованным, но здесь содержится меньше тревоги, чем (как можно было бы подумать) для оборонительной системы, приведенной в состояние повышенной готовности в момент кризиса.

На рис.2 показаны разные траектории полета на АУ, связанные с ракетами промежуточной и большой дальности, запущенными из Северной Кореи. Веер пусков МБР соответствует жидкотопливной ракете с ДАУ 240 с, направленной на цели, разбросанные на территории США от восточного до западного побережья (включая Аляску), а одна обособленная траектория с правой стороны направлена на Гавайи. Каждая точка представляет собой наземную проекцию траектории РБ через десятисекундный интервал. У жидкотопливной МБР с ДАУ 290 с траектории РБ будут слегка длиннее, а у твердотопливной МБР с ДАУ 180 с – слегка короче. Совсем короткие траектории серого цвета на рис.2 соответствуют ракетам «Скад-Б,В», «Нодонг» и «Теподонг». Круги указывают дальности радаров, один из которых расположен примерно в 80 км к югу от демилитаризованной зоны, а второй – в 120 км от побережья Северной Кореи в Японском море. Как можно убедиться, дальности 650 км достаточно для поддержания перехвата северокорейских ракет на АУ, поскольку УГ автономно наводится на цель в течение последних 100 км своего полета (напоминаем, что перехват происходит примерно за 10-20 с до выгорания РБ, как указано в Табл.1).

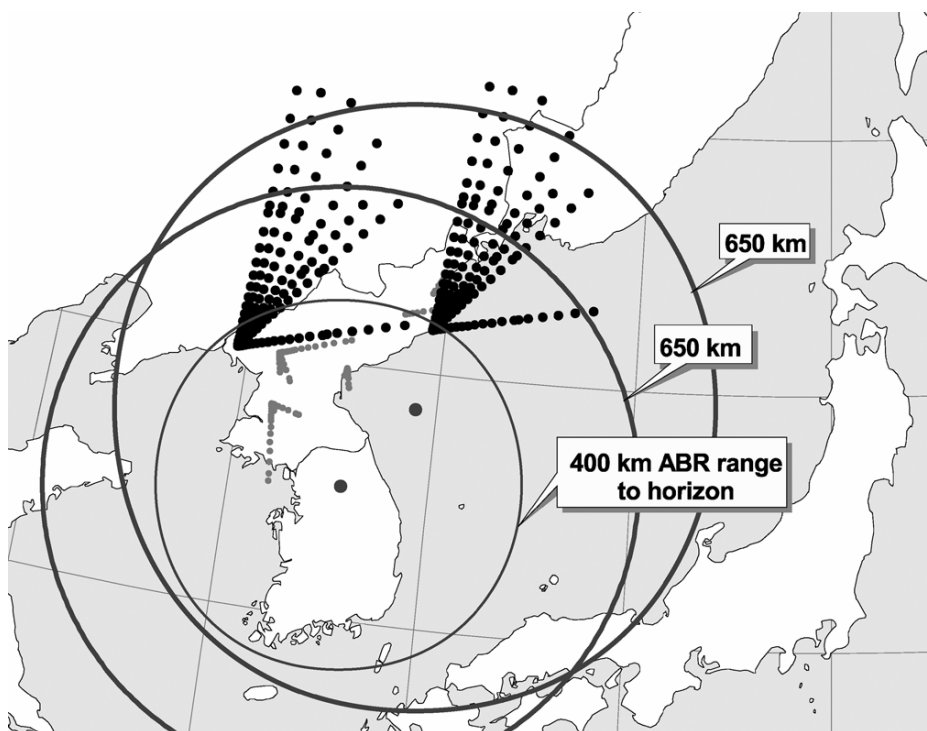


Рис.2: Покрывение датчиками. Для внутреннего круга указана дальность РВБ до горизонта 450 км, для двух остальных она составляет 650 км.

На рис.3 показано время, требуемое для РНБ, РМБ и РВБ, чтобы обнаружить МБР, запущенные с самой западной площадки в Северной Корее (наихудший вариант) в направле-

нии Чикаго. Считается, что РНБ находится около Владивостока, а РМБ находится в Японском море под РВБ. Приведен также РВБ-S с той же дальностью и теми же характеристиками просмотра, что и РВБ-X из Табл.2, чтобы убедиться в возможности РВБ-X обеспечить меньшие времена обнаружения из-за его меньшего угла скользящего падения. Твёрдотопливные МБР обнаруживаются раньше, чем более медленные жидкотопливные, как можно было ожидать, поскольку они попадают в веер просмотра радаром раньше и обладают большими доплеровскими скоростями. РВБ вблизи демилитаризованной зоны явно обладают самыми короткими временами обнаружения¹⁹. РВБ над Японским морем обладает такой же благоприятной геометрией наблюдения, но для траектории на Чикаго его возможности ограничены доплеровским провалом, поскольку траектория почти перпендикулярна лучу зрения радара в начале полета ракеты.

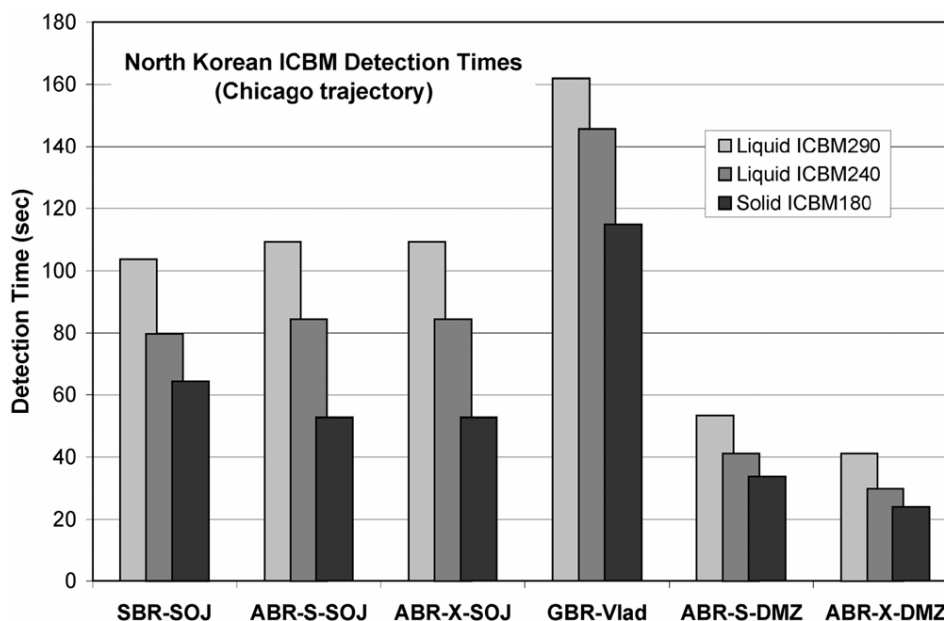


Рис.3: Времена обнаружения радаром северокорейских МБР (для траектории на Чикаго). По оси Y отложено время (с). На оси X отложены шесть вариантов (слева направо): РМБ в Японском море, РВБ-S над Японским морем, РВБ-X над Японским морем, РНБ около Владивостока, РВБ-S вблизи демилитаризованной зоны (ДМЗ) и РВБ-X вблизи ДМЗ. Светло-серые столбики – это жидкотопливные МБР-290, темно-серые столбики – жидкотопливные МБР-240, темные столбики – твердотопливные МБР-180.

На рис.4 приведена аналогичная картина радарного просмотра для Ирана. Должны непрерывно использоваться три (или более) радара для обеспечения точного перекрытия гипотетических иранских запусков, особенно когда радар может обеспечить сканирование по азимуту в пределах только 90^0 (это ограничение не указано на рисунке). БР средней дальности (БРСД), указанные короткими серыми траекториями АУ, требуют РВБ, пролетающего вдоль границы между Ираном и Ираком для адекватного обнаружения запуска. Очевидно, это достаточно трудное предложение.

¹⁹ РВБ-X фактически может обнаружить твердотопливные МБР на расстояниях, которые меньше расстояния до горизонта (меньше 400 км), в течение примерно 12-15 с после запуска, что гораздо быстрее, чем в случае ИКДКБ, поскольку цель находится на луче зрения радара и кроме того потребуются только небольшое время, чтобы цель превысила доплеровский порог. Эта благоприятная геометрия имеет место для запуска из Северной Кореи, но ее не будет для более крупных стран, где РВБ не сможет оказаться столь близко к стартовой площадке. Впрочем, даже при столь раннем обнаружении запуска нельзя начать точное слежение до тех пор, пока ракетная цель не поднимется над горизонтом больше, чем на половину толщины луча. Оказывается, что если добавить эту более короткую задержку обнаружения для твердотопливной МБР к более длинной задержке отслеживания, то получим такую же задержку старта перехватчика, которая приведена в табл.1.

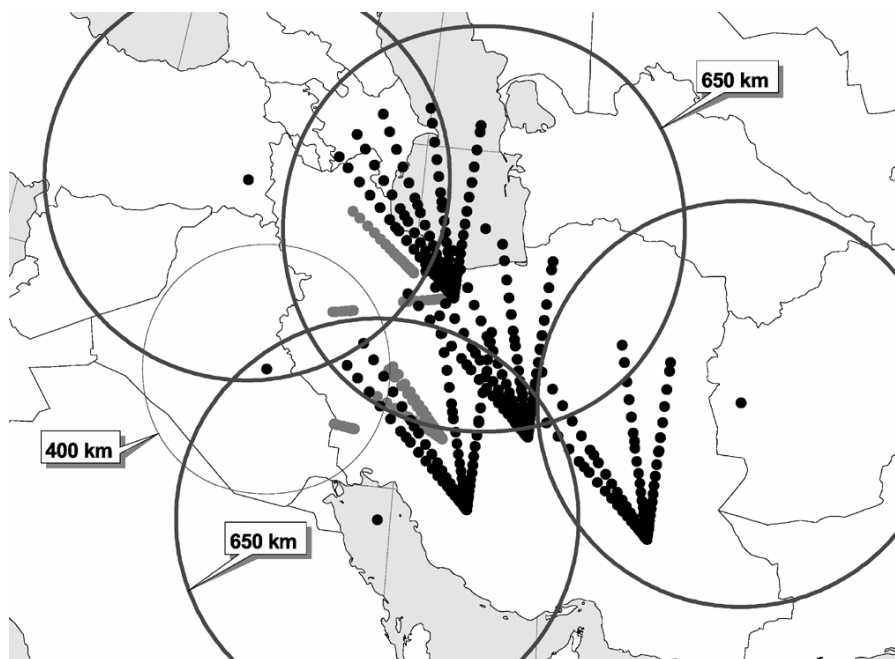


Рис.4: Радарное покрытие Ирана.

Хотя, как представляется, РВБ обеспечивает адекватное перекрытие территории Ирана, эта страна достаточно велика, а дальность обнаружения радаром не доходит до горизонта. Поэтому обнаружение происходит медленнее, чем в случае с Северной Кореей (примерно на 15 с для МБР, как указано в табл.1). В действительности, соответствующие времена слегка превышают времена обнаружения и слежения, которые обеспечивает ИКДКБ. Поэтому системы ИКДКБ оказываются более удобной для Ирана. РВБ оказывается важным дополнением к обнаружению и слежению за Ираном из космоса, особенно для тактических ракет, запускаемых с площадок, которые расположены на периферии, где геометрия наблюдения более благоприятна (при условии, что РВБ имеет связь с близлежащим районом космического пространства).

Если подвести итоги, то ИКДКБ, вероятно, оказывается предпочитаемым для обнаружения и слежения на АУ, особенно для больших стран (например, для Ирана). Датчики с разрешением 1 км на земной поверхности должны обладать возможностью обнаружения и слежения на АУ, хотя разрешение 0.5 км при некоторых обстоятельствах может показаться привлекательным. Следовательно, датчик типа SBIRS-High (если он обладает характеристиками, аналогичными тому, что предполагалось для изучавшегося здесь гипотетического ИКДКБ) должен обладать высоким приоритетом для любой будущей системы ПРО АУ. РВБ-Х может добиться более быстрого обнаружения и слежения при благоприятных географических условиях, а это приведет к увеличению дальности действия ПВБ при использовании против небольших стран типа Северной Кореи. Кроме того, в качестве второго средства обнаружения он сможет уменьшить ложную тревогу и затруднить создание ложных целей на АУ по сравнению с той ситуацией, где система обнаружения и слежения целиком зависит от ИКДКБ. Впрочем, РВБ обладает ограниченным временем жизни – примерно 8-12 часов дежурства в зависимости от сценария, а это требует трех-четырех самолетов, чтобы РВБ находился в боевом положении днями при кризисной ситуации. В результате, РВБ непривлекателен для непрерывного просмотра в мирное время. РНБ и РМБ могут обеспечить точное слежение за целью в полете и обновлять тем самым информацию для ПВБ, но кривизна Земли ограничивает их потенциал обнаружения целей вскоре после запуска, если только они не находятся достаточно близко к стартовой площадке.

КОНСТРУКЦИЯ УДАРНОЙ ГОЛОВКИ

Ударные головки (УГ) для ПРО АУ содержат в себе больше технических вызовов, чем УГ для ПРО НБ БУ, поскольку в первом случае им надо произвести самонаведение на ускоряющиеся цели. Это накладывает более серьезные требования на систему наведения, на количество топлива, требуемого для самонаведения, и на необходимые пиковые значения ускорения. Кроме того, УГ поначалу должна наводиться на ракетный факел, а затем перевести самонаведение на корпус ракеты в эндшпиле (на заключительном участке схватки). При таких геометриях схватки, когда датчики УГ видят корпус сквозь факел, это может оказаться проблемой. Впрочем, многоспектральные датчики и освещение корпуса ракеты бортовым лидаром УГ должны решить эту проблему.

Наведение на ту часть корпуса, где расположена полезная нагрузка, окажется желательным, если возникнет опасение, что нетронутые боеголовки упадут на территорию другой страны. УГ должна обладать высокой поражающей способностью по отношению к РБ, поскольку на ускоряющиеся ракеты действуют большие осевые нагрузки, которые окажутся непреодолимыми, если структура ракеты ослаблена снарядами, пролетающим сквозь корпус, но, возможно, не сквозь часть корпуса с полезной нагрузкой. Следовательно, взаимодействие с УГ приведет к быстрому разрушению структуры ракеты, что вызовет резкое снижения осевой тяги, хотя может остаться некоторая тяга, действующая в случайных направлениях. Если часть ракеты с полезной нагрузкой останется незатронутой, она продолжит полет по баллистической траектории, но со значительно меньшей дальностью. Были предложены различные методики «увеличения поражающей способности» для увеличения шанса разрушения полезной нагрузки и РБ одним выстрелом, но их эффективность нами не оценивается. Достаточно сказать, что ПАУ еще продолжает быть привлекательным (хотя с политической точки зрения он менее привлекателен), если в результате разрушается РБ, а боеголовка выживает.

Ударную головку для ПРО АУ надо конструировать так, чтобы она была, насколько это возможно, легкой, потому что при этом пропорционально уменьшается масса ракеты-перехватчика при заданной скорости перехватчика. ПВБ, в частности, должен быть как можно более легким из-за ограничения на полезную нагрузку самолета (особенно если речь идет об истребителях или БЛА). Вывод этого раздела в том, что УГ для АУ с весом 50-90 кг и с запасом скорости на перенацеливание 2.0 км/с технически осуществимы на основе текущей технологии. Прорывы в области легких топливных баков, двигателей для перенацеливания и наборов датчиков могут позволить иметь УГ с массой 25 кг и с запасом скорости 2.0 км/с в следующем десятилетии, хотя это будет проблематичным. Весьма оптимистично выглядят утверждения о возможности изготовления УГ с массой до 10 кг, если такие головки не нарушают законы физики.

Внеатмосферные и атмосферные УГ весьма различаются по конструкции, поскольку аэродинамическое торможение и подъемные силы, действующие на УГ при высоте перехвата ниже 40 км, существенно влияют на ее ТТХ. Атмосферные УГ нуждаются в экране для уменьшения аэродинамического торможения и в окошке для защиты инфракрасных датчиков от перенагревания. При скоростях ПВБ выше 4 км/с перехват на малых высотах (25-30 км) становится затруднительным из-за аэродинамического нагрева окошка (уровни нагрева достигают 1000 МВт/м² при таких скоростях и высотах), что требует специальной конструкции окошка или его активного охлаждения²⁰. По этой причине перехват ракеты «Скад-Б», проходящий на таких высотах, выдвигает проблемы дополнительно к тому, что их ДАУ мала. Впрочем, у атмосферных перехватчиков есть преимущество: они могут маневрировать с использованием аэродинамических сил, требуя тем самым меньше топлива для маневров перенацеливания. С другой стороны, внеатмосферной УГ не приходится сталкиваться с атмосферным торможением. Но, вообще говоря, у нее может быть более высокая скорость сближения с целью и более высокая загрузка топливом, поскольку все маневры полностью определяется реактивным движением.

Для получения правдоподобной оценки массы УГ для АУ при этом анализе оцениваются

²⁰ David R. Vaughan, Jeffrey A. Isaacson, and Joel S. Kvitky, *Airborne Intercept: Boost and Ascent-Phase Options and Issues*, RAND Corporation, MR-772-AF, 1996, pp.16-17.

массы разных подсистем по аналогии с другими системами. В Табл.3 приведено разделение полной массы по ключевым подсистемам: датчик самонаведения, радиоэлектроника, двигатели перенацеливания, баки для топлива, структура и топливо. Внеатмосферная УГ в этой таблице была сконструирована на полный запас скорости при перенацеливании 2.0 км/с и конечное ускорение 15 g в эндшпиле самонаведения. Массы датчика самонаведения и радиоэлектроники основаны на аналогии с экспериментом «Клементина», где применялся датчик, похожий на датчик УГ, для картирования поверхности Луны²¹. Структурная масса внеатмосферной УГ предполагалась равной 3.5 кг, хотя можно придумать более легкие устройства на основе более рационального применения топливных баков для структурных подпорок.

Масса реактивного двигателя перенацеливания основана на массе четырех двигателей для УГ LEAP, приведенной к разным уровням тяги с помощью соответствующего закона подобия, используемого для спутниковых маневренных двигателей (подобный класс двигателей для маневрирования).

На рис.5 приведены результаты обработки по методике наименьших квадратов спутниковых двигателей для маневрирования и поддержания ориентации, к которым добавлены три точки для существующих двигателей перенацеливания УГ²². Обратите внимание, что спутниковые двигатели тяжелее, чем двигатели для перенацеливания УГ, поскольку они предназначены, чтобы проработать в космосе в течение многих лет, выдерживая повторяющиеся включения и обладая полным временем работы порядка нескольких часов, а двигатели УГ могут оказаться герметически хранимыми до момента однократного применения, а полное время их работы составит всего несколько минут. Если воспользоваться соотношением подобия для спутниковых двигателей маневрирования и поддержания ориентации и учесть превышение в четыре раза усредненного значения величины «вес/тяга» относительно соответствующего значения для самого тяжелого двигателя УГ LEAP компании «Рокетдайн» (имеющего тягу 1668 Н) с крестообразным размещением двигателей на УГ, получим следующее уравнение подобия для полной массы двигателя УГ:

$$W_i = 0.0136T + 27$$

где W_i – вес всех четырех двигателей (включая движки поддержания ориентации, которые составляет небольшую часть полной массы) в ньютонах, а T – тяга для перенацеливания в одном двигателе в ньютонах. Это соотношение годится для двигателей с двухкомпонентным топливом, подаваемым под давлением. В нашем анализе мы рассматриваем смесь монометил-гидразина и N_2O_4 . Приведенное соотношение дает консервативную оценку массы двигателя УГ.

Если сопоставить полученную усредненную кривую с данными о двигателе УГ LEAP компании «Кайзер-Марквардт» (тяга 165 Н), получаем более оптимистическую оценку (постоянный член составит 4Н вместо 27Н), а подгонка к более легкому (485Н) двигателю «Рокетдайн» для УГ LEAP обеспечит даже еще более оптимистическое соотношение подобия.

Масса топливного бака подсчитывается на основе подобия отношения «сухой» массы к объему для имеющихся в настоящее время топливных баков из композиционных материалов. Считается, что баки работают под давлением примерно 200 атм и что они снабжены диафрагмами для уменьшения беспорядочного движения топлива и для контроля центра массы УГ по мере потребления топлива. Диафрагму примерно отнимают 40% сухой массы бака²³. Предполагается работать при высоком давлении, поскольку оно увеличивает тягу жидкотопливных двигателей с подачей топлива под давлением. На рис.6 показана подгонка методом наименьших квадратов (штрихованная линия) для отношения массы к объему для существующих топливных баков из композитов без диафрагм (кружки), рассчитанных на

²¹ Данные о датчиках «Клементины» приведены в <http://www.cmf.nrl.navy.mil/clementine/sci.clem.html> и <http://www-hys.llnl.gov/clementine/sensors/sensors.html>

²² K. Bryant, C. Knight, and R. Hurtz, "Planetary Lander Vehicles Utilizing LEAP Technology", AIAA 94-2748, 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, June 27-29, 1994.

²³ Считается, что бак заполнен на 85%, а эффективность выгорания топлива предполагается равной 97%.

рабочее давление 200 атм.^{24,25} Добавляя массу диафрагм, полученную на основе существующих титановых топливных баков с меньшим давлением, которые обычно используются на спутниках, к массе баков из композитов под давлением, получаем массу топливных баков из композиционных материалов, показанную сплошной линией на рис.6²⁶. Для сравнения на рисунке приведен существующий топливный бак с поршнем (в отличие от более легкой диафрагмы), изготовленный компанией «Ардейнк»^{27,27}. Полученное в результате соотношение подобия для композиционных топливных баков с диафрагмами при рабочем давлении 200 атм имеет следующий вид:

Табл.3: Конструкции ударных головок для активного участка.

Свойства	Исходная УГ (внеатмосферная)	Усовершенствованная УГ (внеатмосферная)	Исходная УГ (атмосферная)	Усовершенствованная УГ (атмосферная)
Массовая сводка (кг):				
Головка самонаведения	7.0	4.9	3.6	2.5
Радиоэлектроника	9.5	6.7	9.3	6.5
Двигатель	11.4	5.8	10.3	5.5
Бак	10.9	3.8	4.5	1.8
Структура	3.5	2.5	9.5	5.6
Топливо	44.2	24.7	53.5	31.7
Полная масса	86.5	48.3	53.5	31.7
Другие свойства:				
Запас скорости (км/с)	2.0	2.0	1.0	1.0
Конечное ускорение (g)	15	15	15	15
Тяга при маневрах (кН)	6.2	3.5	5.5	3.2
Удельный импульс (с)	285	285	280	280
Доля топлива	0.51	0.51	0.31	0.31

$$M_t = V_t(0.245 - 0.0454 \log_{10} V_t)$$

где M_t – сухая масса бака (кг), а V_t - объем бака (л). Масса топлива (а отсюда и объем) задается полными требованиями на перенацеливание УГ, которые обсуждаются далее.

В табл.3 приведен также усовершенствованный вариант внеатмосферной УГ для ПАУ, основанный на новейшей технологии. Указана масса, которая, возможно, может быть достигнута в течении следующих десяти лет. В этом варианте предполагается уменьшение на 30% массы радиоэлектроники и датчика самонаведения благодаря прогрессу в области легких батарей, компьютеров наведения, фокальных матриц и оптики. Кроме того, подра-

²⁴ Данные по бакам из композитов представлены компанией Structural Composite Industries (<http://www.scicomposites.com/>).

²⁵ Обратите внимание, что простой теоретический аргумент, основанный на круговых напряжениях в цилиндрических баках, предсказывает, что отношение массы к объему остается постоянным при изменении объема бака. Это не совсем точно, поскольку нельзя спроектировать небольшие баки со стенками произвольно малой толщины. Поэтому имеется тенденция к более высокому отношению масса-объем в этом случае, что показано на рис.6.

²⁶ Данные для титановых топливных баков и баков высокого давления приведены компанией Pressure Systems Incorporated (http://www.psi-pci.com/Data_Sheets1.main.htm).

²⁷ Размеры этого бака подобны размерам топливного бака “2000 psi S12962” – <http://www.ardenic.com/liquid.html>.

зумеваются более легкие двигатели с накачкой топлива под давлением, что приводит к соответствующему уменьшению массы топливных баков из-за понижения рабочего давления²⁸. Вес двухтопливных двигателей с подачей топлива под давлением, как считается, может быть выражен в следующем виде:

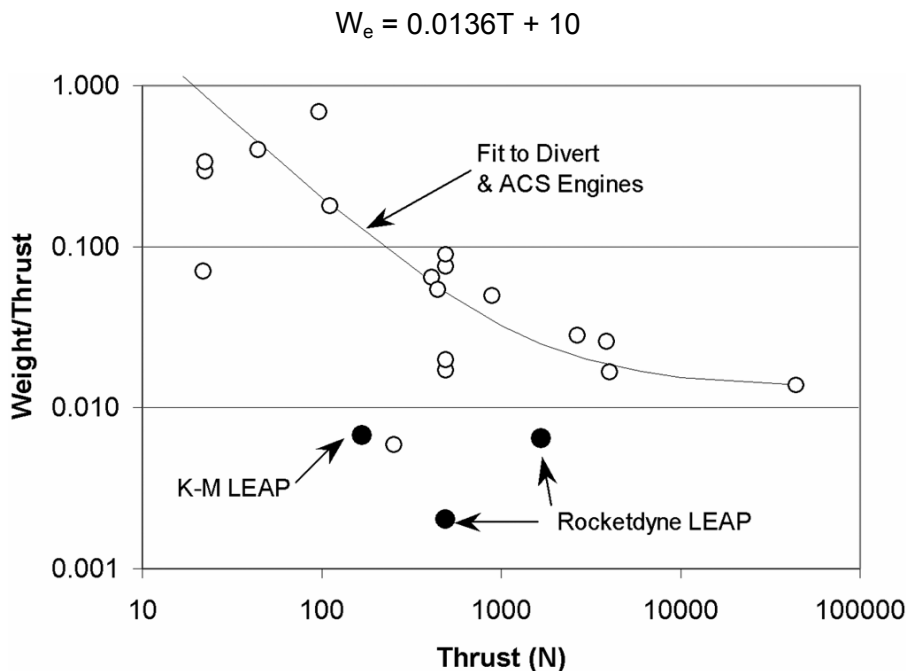


Рис.5: Подобие маневренных двигателей УГ. По оси Y отложено отношение вес/тяга, а по оси X – тяга (в ньютонах). Использован логарифмический масштаб. Кривая соответствует усреднению данных от спутниковых двигателей для маневрирования и поддержания ориентации (светлые кружки). Темными кружками приведены данные о УГ LEAP, изготовленных компаниями «Кайзер-Марквардт» (К-М) и «Рокетдайн».

где W_e – вес четырех двигателей перенацеливания, включая движки управления ориентацией (в ньютонах), а T – тяга одного двигателя перенацеливания (ньютоны). Сухая масса топливного бака определяется соотношением

$$M_t = V_t(0.128 - 0.0357\log_{10}V_t)$$

где M_t – сухая масса бака (кг), а V_t – объем бака (л) для титанового бака (алюминиевый бак будет легче), рассчитанного на давление 20 атм и на применение диафрагм. На 30% уменьшается и структурная масса при более совершенной конструкции УГ. Другие исследователи предложили более легкие ударные головки. Например, в Ливерморской национальной лаборатории сконструирована более легкая УГ на новой технологии с лучшими ТТХ (полный запас скорости на перенацеливание равен 2.5 км/с, а полная масса оценивается в 30 кг)²⁹.

²⁸ О разработках и применениях небольших ракетных двигателей для маневрирования смотрите следующие работы: John C. Whitehead, *Bipropellant Propulsion with Reciprocating Pumps*, Lawrence Livermore National Laboratory, UCRL-JC-114530, June 16, 1993; John C. Whitehead, *Mars Ascent Propulsion Options for Small Sample Return Vehicles*, Lawrence Livermore National Laboratory, UCRL-JC-127445, May 12, 1997; J. C. Whitehead, *Hydrogen Peroxide Gas Generator Cycle with a Reciprocating Pump*, paper AIAA 2002-3702 presented at the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 7-10, 2002.

²⁹ L. C. Ng, E. Breitfeller, and A. G. Ledebuhr, *An Optimal t - ΔV Guidance Law for Intercepting a Boosting Target*, Livermore Lawrence National Laboratory, UCRL-JC-148995, June 30, 2002, p.3.

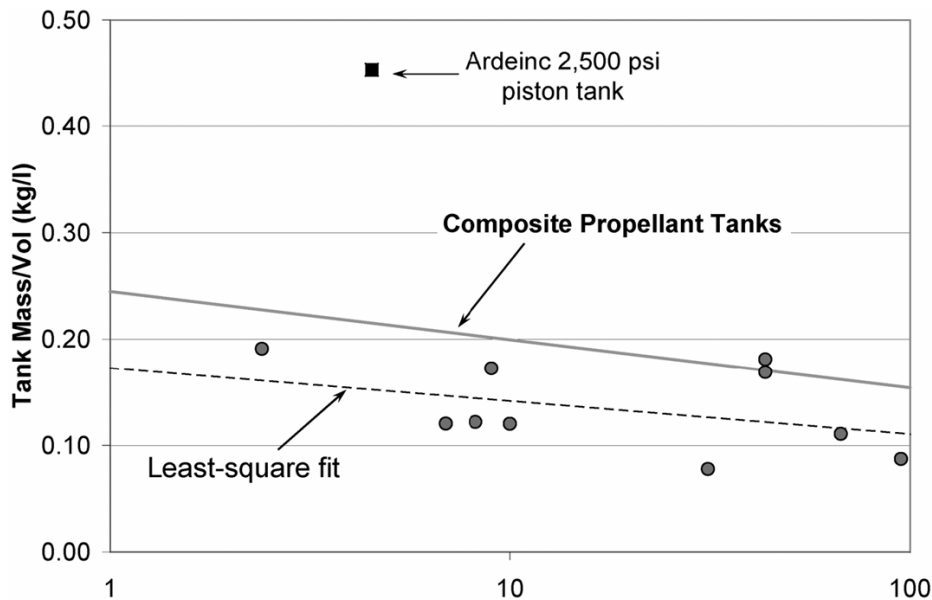


Рис.6: Соотношение подбора для топливных баков. По оси Y отложено отношение массы бака к его объему (кг/л) в линейном масштабе, а по оси X – объем бака (л) в логарифмическом масштабе. Приведенные на рисунке обозначения поясняются в тексте.

Исходная атмосферная УГ, применяемая в этом анализе, как считается, обладает полным запасом скорости на перенацеливание 1.0 км/с, потому что применяется аэродинамическая подъемная сила для большинства из маневров УГ.. Соответственно, потребуется меньше топлива. Конечное ускорение в эндшпиле все еще предполагается равным 15g. Масса радиоэлектроники предполагается примерно такой же, как и у внеатмосферной УГ (батарея слегка легче), а набор датчиков – легче из-за отсутствия длинноволнового инфракрасного датчика (он неэффективен при перехвате на небольшой высоте по причине нагревания окошка) и связанного с ним блока охлаждения. Впрочем, структурная масса значительно возрастает, поскольку требуется экран для уменьшения торможения и защиты УГ внутри атмосферы. Масса экрана считается пропорциональной квадратному корню из полной массы УГ, потому что это приближенно показывает, как прочность элементов структурной системы изменяется с нагрузкой, которой они должны противостоять. Структурные массы для атмосферных УГ, приведенные в табл.3, совместимы с тем, что используется в других более детальных исследованиях³⁰. Удельный импульс двигателя слегка уменьшен по сравнению с внеатмосферными УГ, поскольку существуют операции в атмосфере, где не предполагается увеличивать тягу благодаря взаимодействию между выхлопом ракеты и потоком воздуха, обтекающего УГ. Такая экономия тяги может достигать 30%³¹. Считается, что усовершенствованная атмосферная УГ будет иметь на 30% меньшую массу радиоэлектроники и головки самонаведения, двигателей перенацеливания с подачей топлива под давлением, более легкую массу топливного бака и уменьшенную структурную массу.

Способность УГ к перенацеливанию (требуемая для самонаведения на цель) может быть определена из соответствующего закона наведения. Требуемая для этого масса топлива может быть рассчитана на основе закона реактивного движения. Перенацеливание, необходимое для компенсации данной величины промаха, может быть рассчитано при помощи закона пропорциональной навигации, а перенацеливание для наведения на цель, летящую с постоянным ускорением, - при помощи законов увеличенной пропорциональной навигации³². Впрочем, ни пропорциональная, ни увеличенная пропорциональная навигация не

³⁰ Steve Brown, et al., *Interceptor Concepts for the U.S. UAV Program*, presented at the 5th Annual AIAA/BMDO Technology Readiness Conference, Eglin AFB, September 16-20, 1996.

³¹ S. H. Chen, *Control Forces Produced By Lateral Jet Injection*, Aerospace Corporation, Aerospace Technical Memorandum No.92(2031-01)-1, January 1992.

³² Paul Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, Volume 176, Progress In Astronautics and Aeronautics, AIAA, 1997, pp. 291-316.

являются оптимальными для ПАУ из-за того, что ускорение РБ не является постоянным.

Что более важно, БР могут маневрировать на АУ и вводить тем самым ошибки в положение предсказанной точки перехвата, которые достаточно велики, (порядка нескольких сотен километров между точкой, предсказанной при запуске ПВБ, и реальной точкой перехвата МБР). Как отмечалось ранее, маневрирование на АУ может иметь место в тех случаях, когда ракеты запускаются на цели, расстояние до которых меньше максимальной дальности ракеты. Избыточное топливо может быть применено для перевода ракеты на настильную или навесную траектории, для изменения плоскости полета или же (при твердотопливных ракетах) для исполнения общих маневров управления энергией с целью уменьшения дальности ракеты.

В качестве лучшего закона наведения для ПАУ в докладе АФО была предложена корреляция по ускорению, а исследователи из Ливерморской национальной лаборатории предложили закон наведения, оптимизирующий как время до завершения перехвата (т.е. аксиальное ускорение УГ), так и требования к поперечному перенацеливанию (т.е. перпендикулярное ускорение) для схватки на АУ³³ Результаты анализа АФО наводят на мысль, что внеатмосферная УГ потребует запаса скорости 2.0-2.5 км/с для самонаведения на маневрирующие МБР с учетом шумов в датчике, временных задержек при наведении и разных скоростей сближения УГ и ее цели.³⁴

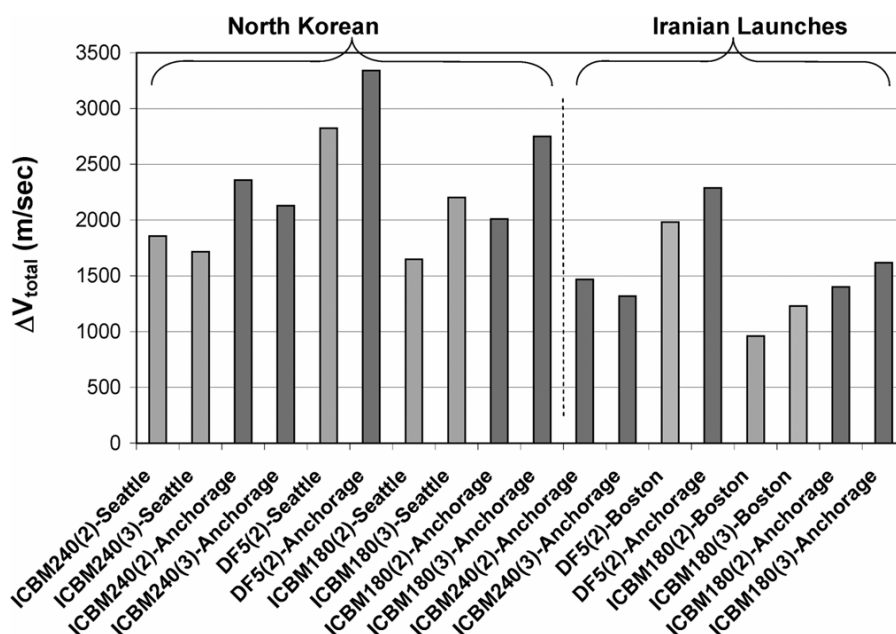


Рис.7: Требования к запасу скорости при разных перехватах на активном участке. По оси Y отложен полный запас скорости (м/с), а вдоль оси X расположены столбики, соответствующие перехвату конкретной ракеты, запущенной из определенной страны на одну из целей в США. В левой части расположены запуски из Северной Кореи, в правой – из Ирана. Используются три типа ракет: гипотетическая жидкотопливная МБР-240, гипотетическая твердотопливная МБР-180 и ракета китайского производства DF-5. Цифра в скобках указывает на то, какая ступень перехватывается (вторая или третья). Рассматриваются три цели: Анкоридж (Аляска), Сизтл (северо-запад США) и Бостон (северо-восток США).

На рис.7 приведены результаты простых расчетов, подтверждающие результаты АФО. Здесь подсчитано полное перенацеливание в предположении, что УГ учитывает перпендикулярный компонент полного ускорения цели, который ожидается в том случае, когда цель не маневрирует на активном участке. Предполагается геометрия схватки, при которой нормальный компонент ускорения (с точки зрения УГ) получает максимальное значение – это наихудший случай. Требования к перенацеливанию на рис.7 – это средняя величина между случаями, когда перпендикулярный компонент ускорения цели возрастает при переходе к

³³ См. [2], Section 12.2.4; [29].

³⁴ См. [2], Section 12.3.

навесной или настильной траектории, а для такого перехода применяется либо вторая, либо третья ступень (эта ступень указана в скобках). Запасы скорости для компенсации шумов в датчике (примерно 150 м/с), для самонаведения в эндшпиле (примерно 120 м/с) и ошибок начального курса (не более 200 м/с) также включены в графики, представленные на рис.7^{35,36}.

Поэтому одной из потенциальных мер противодействия перехвату на активном участке является запуск крупной жидкотопливной ракеты в цель, находящуюся на малом расстоянии, с небольшой полезной нагрузкой (то есть, с максимумом способности для маневрирования у РБ). Очевидным ответом станет создание более крупной УГ с более высокой способностью к перенацеливанию. Но такие УГ могут оказаться слишком тяжелыми (в зависимости от прогресса создания легких УГ) для ПВБ, что просто ликвидирует вариант ПВБ. Другая возможная мера противодействия – это запуск баллистических ракет только по таким траекториям, которые потребуют большого запаса скорости УГ для перехвата, а это повышает шанс перерасхода топлива ударной головкой. Может оказаться возможным, что нападающая сторона знает место запуска перехватчика, но это имеет смысл только для фиксированных площадок НБ, а не для пусковых платформ ВБ или МБ. Очевидно, что либо УГ должна быть сконструирована так, чтобы иметь достаточный запас скорости, либо место ее пуска должно оставаться неизвестным для нападающей стороны, чтобы подобная тактика оказалась бессильной.

На рис.8 приведена полная масса УГ в зависимости от полного запаса скорости, требуемого для перехвата. Внеатмосферные УГ рассматриваются на верхнем графике, а атмосферные УГ – на нижнем. Очевидно, что требования к запасу скорости оказывают сильное воздействие на полную массу УГ, поскольку не только требуется больше топлива, но топливные баки становятся больше и возрастает тяга (а отсюда и масса), чтобы добиться такого же ускорения 15 g в эндшпиле. Возрастает и структурная масса и все это вносит добавки к сухой массе УГ.

Если подвести итоги, то внеатмосферные УГ с массой около 90 кг и полным запасом скорости 2.0 км/с должны оказаться технически осуществимыми и обладать возможностью перехватывать большинство появляющихся МБР и БРПД. Аналогично, можно будет вероятно создать внеатмосферные УГ с полным запасом скорости 1.0 км/с и с массой около 55 кг. Очевидно, что существует четкое стремление сделать сухую массу УГ как можно меньшей. Должны оказаться технически осуществимыми более совершенные УГ в течение следующих десяти лет – их сухая масса может быть снижена на 40-50%. Наконец, мы указали на верхнем графике (для иллюстрации более оптимистической оценки) проектные параметры внеатмосферной УГ на новой технологии, предложенной в Ливерморской национальной лаборатории. Этот проект основан на значительном конструктивном опыте (правда, ему еще предстоят летные испытания). Обратите внимание, что среди технических проблем окажется создание небольших маневренных двигателей с высокой тягой, потому что требуемые значения тяги на рис.8 пока еще выше того, что было получено до сих пор (сравните с рис.5).

ПЕРЕХВАТЧИКИ ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ (ПВБ)

В основе представления о ПВБ лежат высокоскоростные ракеты, запускаемые в воздухе и несущие ударные головки (УГ) в качестве полезной нагрузки. Впервые идеи о ПВБ были предложены в начале 90-х гг. для тактической ПРО с истребителями, выступающими в роли пусковых платформ. Предлагались также бомбардировщики и беспилотные летательные аппараты (БЛА) в зависимости от размеров и массы ПВБ. В начале 90-х гг. был сконструирован вариант ПВБ на основе БЛА как для тактической, так и для стратегической ПРО, а затем интерес сместился в сторону более крупного БЛА «Глобал Хоук». Повышенная полезная

³⁵ Там же, Sections 12.3.2 и 12.4.

³⁶ Нет четкого преимущества от маневрирования со второй ступенью (по сравнению с маневрированием третьей ступенью) на рис.7, поскольку потребуются меньшее ускорение в течение более длительного времени для коррекции маневров второй ступени по сравнению с более высоким ускорением за более короткое время для отклонения, что наступит позднее при полете РБ.

нагрузка (1000 кг), более высокий потолок (18 км) и длительность полета порядка суток сделали «Глобал Хоук» привлекательной пусковой платформой для ПВБ с небольшим весом. Наконец, в середине 90-х гг. развивалась совместная американско-израильская концепция ПВБ на основе БЛА с использованием небольшого перехватчика «Моаб», располагающегося на борту израильского БЛА. Впрочем, эта программа была прекращена в 1999 г. В настоящее время не существует никаких действующих программ ПВБ.

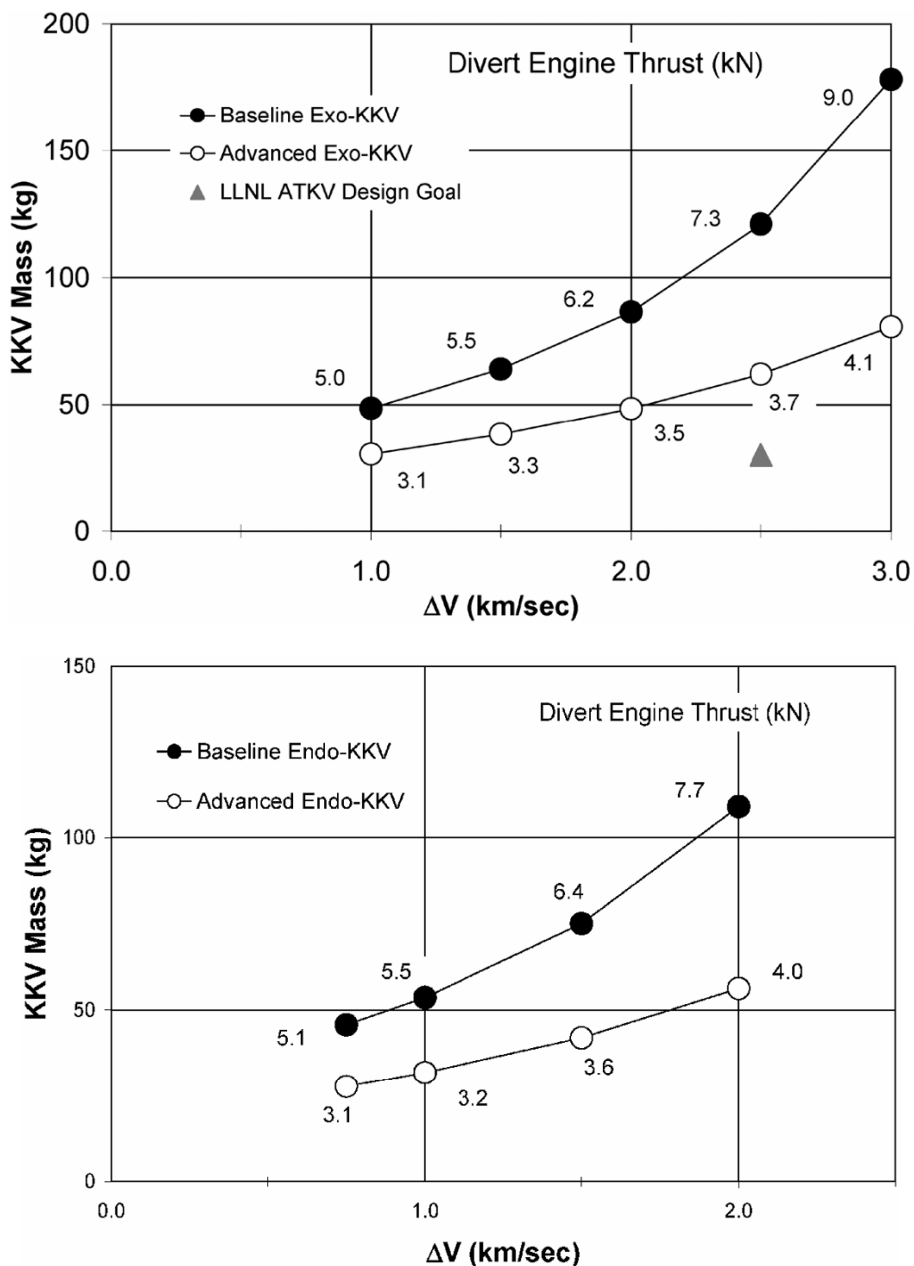


Рис.8: Масса внеатмосферных и атмосферных УГ в зависимости от требуемого запаса скорости. По оси Y отложена полная масса УГ (кг), а по оси X – запас скорости (км/с). На верхней диаграмме приведены данные по внеатмосферным УГ. Исходные варианты обозначены затемненными кружками, а усовершенствованные варианты – светлыми кружками. Треугольник – это проектные цели ливерморской модели УГ. На нижней диаграмме приведены данные по атмосферным УГ. Обозначения те же, что и на верхней диаграмме. Повсюду цифры указывают значение тяги двигателя (кН).

Для достижения разумной дальности поражения перехватчики должны иметь конечную скорость в диапазоне 4-5 км/с. Таким скоростям соответствуют двухступенчатые ракеты. Если скорость ниже 3 км/с, подойдут и одноступенчатые ракеты. Самые крупные ракеты, кото-

рые можно без труда разместить на вращающихся пусковых устройствах или на внешних пилонах существующих американских тяжелых бомбардировщиков, будут весить примерно 1500 кг³⁷.

Для развертывания на истребителях масса ПВБ должна быть меньше – примерно 1000 кг. Развертывание на БЛА потребует иметь ПВБ с массой несколько сотен кг. Очевидно, что чем легче ПВБ, тем больше перехватчиков можно поместить на данной пусковой платформе.

В табл. 4 приведено несколько вариантов конструкций ПВБ с оптимальным количеством ступеней, которые применены в данном анализе при разных комбинациях ПВБ и УГ. Любая из приведенных конструкций основана на сложных компромиссах между тягой ракеты, конструкцией ее структуры и аэродинамическими характеристиками. Более того, ракеты ВБ должны быть предназначены для экстремальных внешних условий, в частности, для циклически меняющихся тепловых режимов, для работы при низких температурах и, возможно, при высоких ускорениях, вызываемых маневрами самолета. С другой стороны, эти ракеты можно сконструировать так, чтобы ускоряться быстрее, чем запускаемые с поверхности Земли ракеты из-за более низкого атмосферного сопротивления на большой высоте³⁸. Приведенные в табл.4 ПВБ промоделированы на основе существующих ракет типа «земля-земля» и конструкций ПВБ³⁹. ПВБ с внеатмосферными УГ предназначены для размещения на тяжелых бомбардировщиках, а ПВБ с УГ, работающими в атмосфере, предназначены для размещения на истребителях. Масса экрана ПВБ вычисляется с учетом существующих ракетных экранов на основе пропорциональности квадратному корню из максимального динамического давления, которое действует на ПВБ при полете. Доля топлива в ПВБ ниже, чем в стандартных БР, поскольку требуется более массивная структура для сдерживания высоких продольных ускорений на АУ перехватчика, а также необходимы внешние аэродинамические рули для маневров в атмосфере. Выбранный удельный импульс ракетного двигателя характерен для современных твердотопливных двигателей, а длительность активного участка (ДАУ) выбрана малой (20 с) для улучшения дальности перехвата при небольших полетных временах, хотя это приводит к возрастанию атмосферного сопротивления на небольшой высоте. Реальная окончательная скорость для таких ракет примерно на 0.5-1.0 км/с меньше идеальной скорости из-за сопротивления атмосферы и силы тяжести в зависимости от реальной траектории полета.

³⁷ SRAM-A, КРВБ и усовершенствованная КР имеют массы 1012, 1458 и 1250 кг, соответственно. Duncan Lennox, *Jane's Strategic Weapon Systems*, Issue 32, Jane's Information Group, UK, 2000. Истребитель несет от двух до пяти бомб весом около тонны. *Jane's All The World's Aircraft*, Jane's Information Group, UK, 1993, pp. 408, 410.

³⁸ В этих конструкциях ПВБ осевое ускорение достигает примерно до 50 g. Самое высокое ускорение среди ПНБ, когда-либо разработанных в США, имели перехватчики ПРО «Спринт» с ядерными боеголовками (оно доходило до 100 g): (<http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/sprint.html>). Этим ракетам требовалось абляционное покрытие, чтобы справляться с атмосферным нагревом. Перехватчики, представленные в табл.4, испытывают гораздо меньший нагрев в атмосфере, поскольку они запускаются на большой высоте и поэтому нуждаются всего лишь в простом экране для защиты УГ в течение полета.

³⁹ Kevin Bell, David Johannsen, and Kevin Zondervan (Aerospace Corporation), Major Samuel Walker (Air Force Space and Missile Systems Center), Paul Fry, Robert Hintz and Patrick Yates (Naval Air Warfare Center, China Lake), "An Airborne Interceptor for Boost Phase and Early Mid-course Theater Missile Defense" paper presented at the 1994 BMDO Intercept Technology Conference, 1994.

Табл.4: Конструкции ПVB

	А	Б	В	Г
Общие свойства				
Полная масса ПVB (кг)	1500	1500	1000	1000
Идеальная скорость (км/с)	5.4	6.1	5.4	6.0
Длина ПVB (м)	5.5	5.6	4.4	4.4
Максимальное ускорение (g)	56	67	56	66
Полная ДАУ (с)	20	20	20	20
Полезная нагрузка				
Масса УГ (кг)	86.5	48.3	53.5	31.7
Масса экрана (кг)	8.1	9.2	8.1	9.0
Вторая ступень				
Масса ступени (кг)	232	197	154	134
Доля массы топлива	0.81	0.81	0.81	0.81
Удельный импульс (с)	280	280	280	280
Набор скорости (км/с)	2.35	2.7	2.4	2.7
Тяга (кН)	52	44	34	30
ДАУ ступени (с)	10	10	10	10
Первая ступень				
Масса ступени (кг)	1173	1245	785	825
Доля массы топлива	0.85	0.85	0.85	0.85
Удельный импульс (с)	280	280	280	280
Набор скорости (км/с)	3.0	3.4	3.0	3.3
Тяга (кН)	274	291	183	193
ДАУ ступени (с)	10	10	10	10
Обозначения: А) Исходная внеатмосферная УГ; Б) Усовершенствованная внеатмосферная УГ; В) Исходная атмосферная УГ; Г) Усовершенствованная атмосферная УГ. ДАУ – длительность активного участка.				

Можно спроектировать более легкие ПVB по сравнению с теми, которые приведены в табл.4, но обладающие такой же скоростью, если уменьшить массу УГ, что показано на верхнем графике рис.9 при идеальной скорости 5.4 км/с. Например, массу УГ придется для этого уменьшить примерно до 30 кг при полной массе ПVB 500 кг (такая масса позволит разместить несколько перехватчиков на высотных БЛА, а обычный истребитель выдержит 8-12 перехватчиков. Если же массу УГ удерживать постоянной, меньшие ПVB приведут к уменьшению идеальной скорости, что показано на нижнем графике рис.9 (для двух масс УГ – 87 кг и 48 кг). Например, такие ПVB будут обладать идеальными скоростями 3.5 км/с и 4.5 км/с, соответственно, если массу перехватчика снизить до 500 кг. Перехватчик с массой 250 кг на нижнем графике – это одноступенчатая ракета.

ДАЛЬНОСТИ ПОРАЖЕНИЯ ПVB

Максимальная дальность поражения ПVB зависит от скорости перехватчика и времени полета, а последнее определяется значением ДАУ ракеты, задержкой между моментами запуска цели и ПVB, а также моментом времени перед завершением выгорания двигателя угрожающей ракеты, который требуется для уверенности в том, что обломки ракеты не долетят до намеченной цели даже в том случае, когда ДАУ меняется в пределах 5% от номинальных значений.

Двухступенчатый ПVB, основанный на современной технологии двигателей, должен обладать способностью достигнуть скорости порядка 4.5-5.0 км/с (идеальная скорость 5.0-6.0 км/с) при массе полезной нагрузки (УГ) 87 кг, как обсуждалось ранее. ДАУ для тактических

баллистических ракет (БР) обычно лежит в диапазоне 60-150 с в зависимости от их конструкции и дальности, ДАУ у твердотопливных МБР составляет примерно 180 с, а у жидкотопливных МБР этот параметр равен примерно 240-300 с, как показано в табл.1. Временная задержка между запусками БР и ПВБ изменяется примерно от 20 с до 75 с в зависимости от структуры системы датчиков и типа ракетной цели, как показано в табл.1.

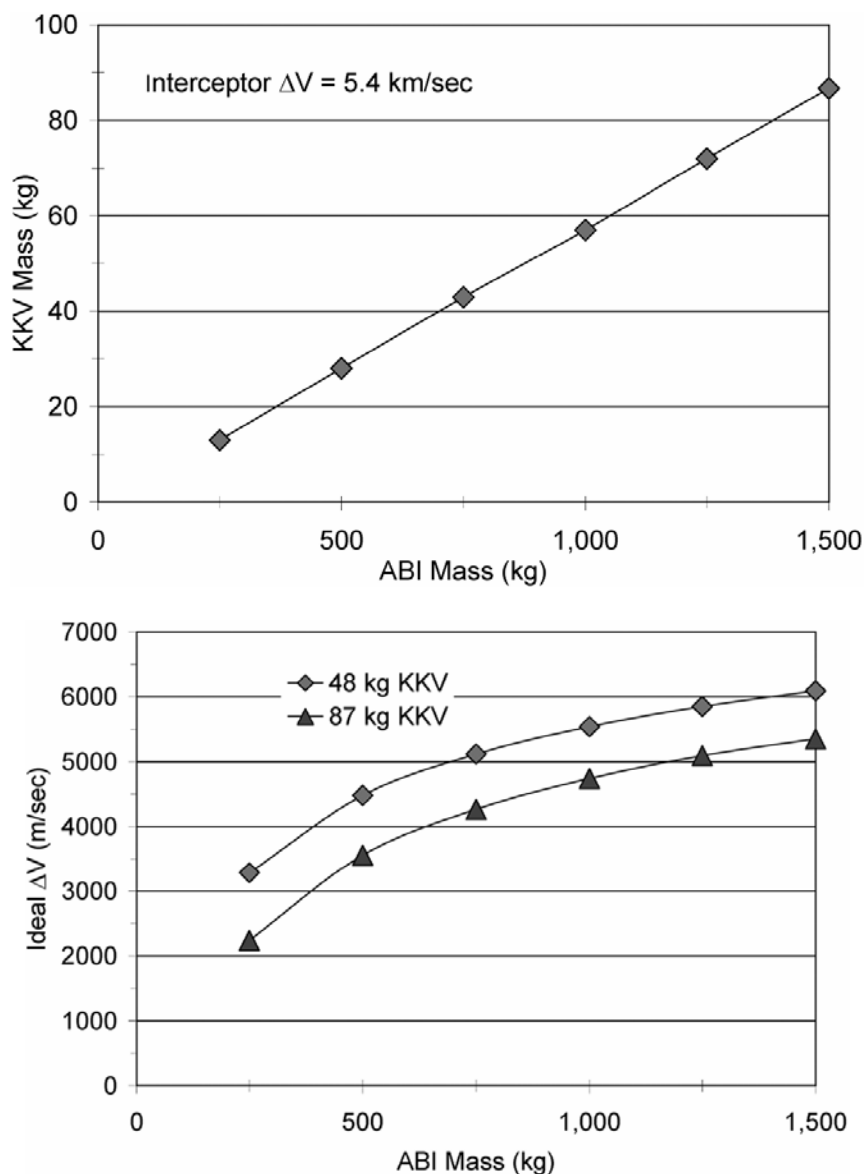


Рис.9: Возможности более легких ПВБ. По оси X отложена масса ПВБ (кг). По оси Y на верхнем графике отложена масса УГ (кг), а на нижнем графике – скорость перехватчика (м/с). Верхний график соответствует идеальной скорости ПВБ 5.4 км/с. На нижнем графике приведены кривые для двух значений массы УГ – 48 и 57 кг.

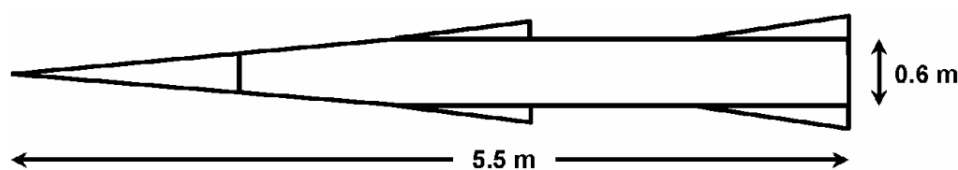


Рис.10: Профиль сверхзвукового ПВБ.

Дальности поражения для ПВБ, приведенных в табл.4, рассчитываются на основе моделирования полета ПВБ при помощи программы COMET, измененной для учета аэродинами-

ческой подъемной силы. Эта программа учитывает силы, вызываемые ракетной двигательной системой, силу тяжести, инерциальные силы из-за вращения Земли, подъемную силу и торможение в атмосфере по мере пролета через атмосферу⁴⁰. На рис.10 приведен типичный профиль для сверхзвуковых ПВБ, указанных в табл.4 (носовой угол 8° с закругленным наконечником радиусом 2 см). Коэффициенты подъемной силы и торможения в атмосфере для ракеты, приведенной на рис.10, иллюстрируются на рис.11 в зависимости от скорости ПВБ и угла атаки. Эти коэффициенты были подсчитаны на основе предсказательной программы AP02⁴¹. Не показаны соответствующие коэффициенты для второй ступени ПВБ и УГ, хотя они значительно отличаются от данных, приведенных на рис.11.

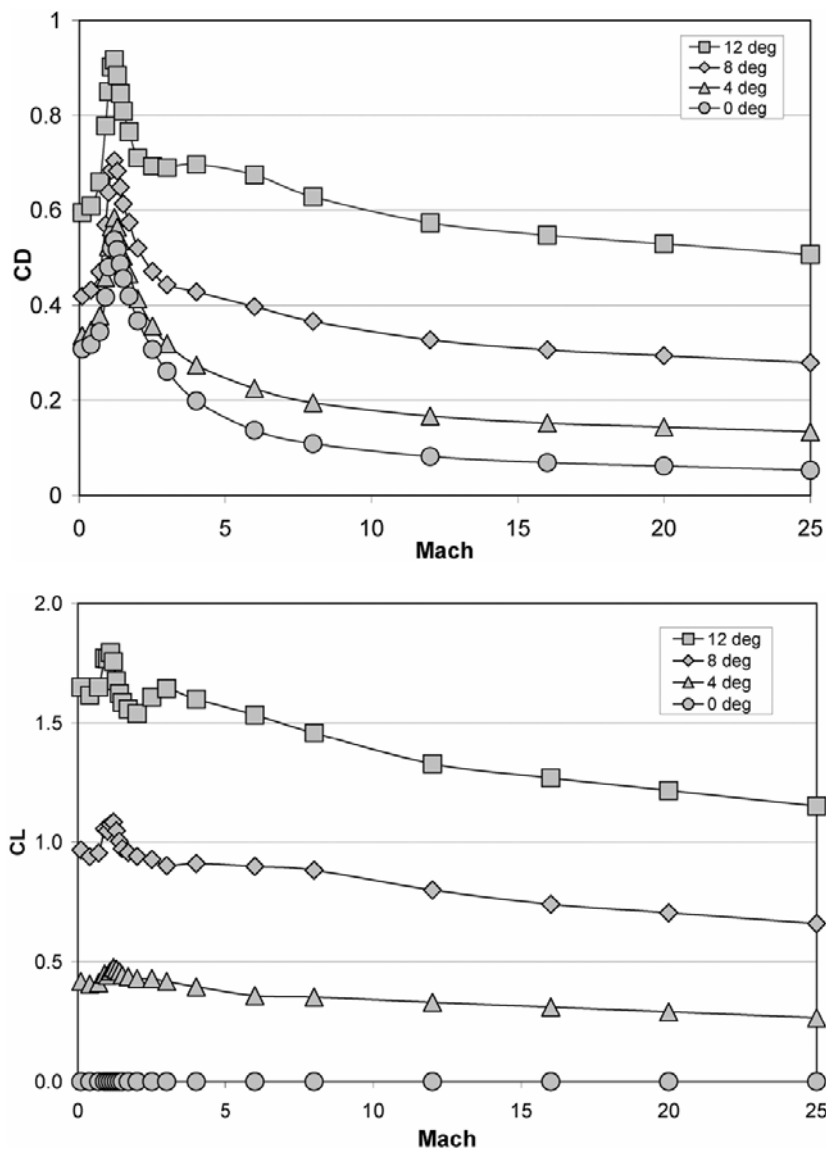


Рис.11: Коэффициенты сопротивления в атмосфере и подъемной силы для ПВБ. По оси X отложено число Маха (оно характеризует скорость перехватчика). По оси Y на верхнем графике отложены значения коэффициента атмосферного сопротивления, а на нижнем графике – коэффициенты подъемной силы. В правом верхнем углу каждого графика приведены маркировки разных значений угла атаки.

⁴⁰ Douglas Moody, *COMET: Calculation of Missile Earth Trajectories*, 2nd Ed., RAND Corporation, R-3240-1-DARPA/BMDO/RC, February 1997.

⁴¹ Это полутеоретическая, полуэмпирическая аэродинамическая предсказательная программа, выпущенная в 2002 г. и разработанная Фрэнком Муром (Dr. Frank G. Moore, API Incorporated, King George, VA).

На рис.12 приведен веер траекторий внеатмосферной УГ, которую запустил ПВБ массой 1500 кг, в предположении, что ПВБ после завершения АУ предпринял гравитационный разворот. Такие графики можно использовать для определения приблизительной дальности поражения ПВБ, определив контур одинакового полетного времени ПВБ, проходящий через соответствующую высоту перехвата данной ракетной цели. Впрочем, в нашем анализе дальность поражения ПВБ определяется на основе выбора оптимального полетного профиля ПВБ, когда ПВБ вначале поднимается высоко в атмосфере для сведения к минимуму сопротивления атмосферы, а затем проводит разворот для почти горизонтального полета к точке перехвата. Такие оптимальные траектории могут увеличить дальность поражения до 10% по сравнению с тем, что можно вывести на основе рис.12, хотя часто подобное улучшение не превышает нескольких процентов.

В табл.5 приведены расчетные дальности перехвата на основе оптимальных траекторий ПВБ, направленных против ряда траекторий БР из Северной Кореи и Ирана, направленных на разные цели (соответствующие временные задержки, связанные с применением ИКДКБ или РВБ-Х, указаны в табл.1). Считается, что северокорейские МБР запускаются из северо-восточного района страны, а запущенные из Ирана МБР начинают свой путь из центра страны (вблизи Йезда) – это наихудшие геометрии для перехвата из обеих стран (см. рис.2 и 4). Все траектории БР выбраны навесными, поскольку это приводит к самой короткой дальности поражения ПВБ за исключением ракет «Скад Б» и «Скад В», которые считаются летящими по траектории с минимальной энергией. Запуски ракет «Скад» из Ирана не рассматриваются, поскольку они не обладают достаточной дальностью, чтобы угрожать траекториям, которые представляют интерес для США. Ракета «Шахаб 3», которая предполагается аналогичной ракете «Нодонг». – это иранская ракета с наименьшей дальностью, исследованная в нашей работе. Предполагается, что «Шахаб 4» будет схож с ракетой «Теподонг 1», а «Шахаб 5» слегка больше, чем «Теподонг 2» (см. табл.А1) – это предоставит ему возможность удара по большинству европейских стран.

При борьбе с северокорейскими ракетами расположенный примерно в 100 км южнее демилитаризованной зоны РВБ обычно первым обнаруживает запуск ракет. Такое расположение РВБ выгодно из-за более четких доплеровских особенностей, поскольку северокорейские МБР летят от радара, а направленные на Южную Корею БРСД летят по направлению к радару. РВБ над Каспийским морем или над Персидским заливом первыми обнаружат запуск иранских МБР из центрального района страны. Иранские БРСД, запускаемые из западного района страны, будут сначала обнаружены теми РВБ-Х, которые находятся ближе всего к стартовой площадке. Средний горизонтальный компонент скорости ПВБ для перехвата северокорейских ракет составит около 4.2 км/с или 4.8 км/с в случае исходной или усовершенствованной конструкции УГ, соответственно, вне зависимости от того, где произойдет перехват – в атмосфере или за ее пределами. Для Ирана соответствующие скорости составят около 4.1 км/с и 4.7 км/с при тех же условиях. На основании этих цифр читатель может узнать примерную дальность перехвата при разных временах полета. Наконец, если запустить ПВБ с высоты 18 км (а не 12 км), что уменьшит сопротивление атмосферы, дальность действия ПВБ вырастет примерно на 10% по сравнению со значениями из табл.5.

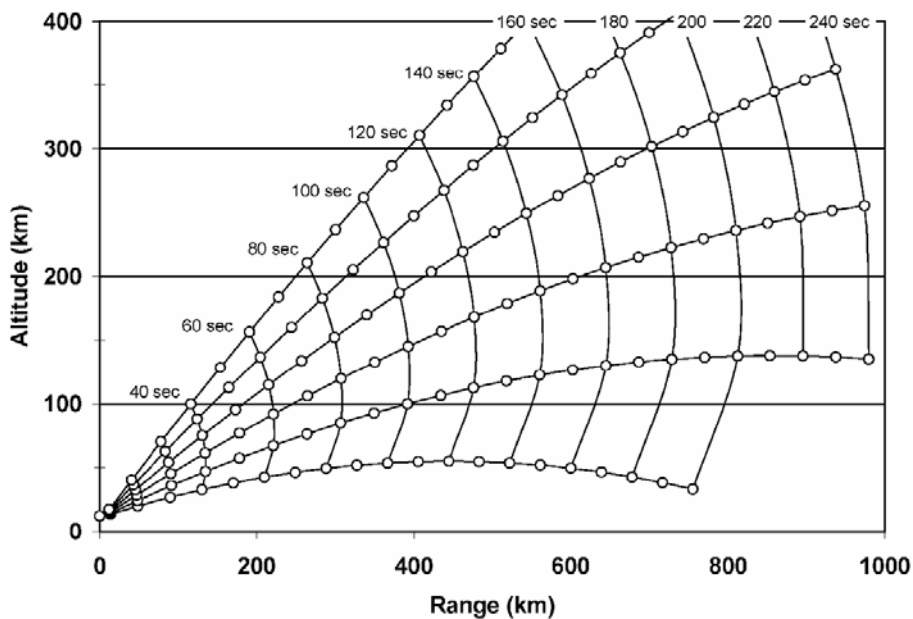


Рис.12: Веер траекторий ПВБ массой 1500 кг. По оси X отложена дальность (км), а по оси Y – высота (км). На графике отложены также контуры текущего полетного времени с указанием этого времени.

При рассмотрении табл.5 бросаются в глаза отдельные тенденции. Прежде всего, дальности перехвата при использовании ИКДКБ оказываются примерно такими же, как для Северной Кореи, так и для Ирана (это ожидается). Во-вторых, применение РВБ-Х заметно увеличивает дальность перехвата над Северной Кореей, поскольку такой датчик может обнаруживать ракеты вскоре после запуска (стартовые площадки находятся в зоне прямой видимости радара, даже если радар расположен в безопасном воздушном пространстве над Южной Кореей или над Японским морем). В то же время для РВБ, покрывающего территорию Ирана, нужен доступ к соседнему воздушному пространству над Турцией, Туркменией, Афганистаном и Персидским заливом (но даже в этом случае возрастает длительность наблюдения, так как ракетная цель должна подняться над радарным горизонтом при дальности около 600 км при пуске МБР из центра Ирана). Реально ИКДКБ-(1) обеспечит более высокие дальности перехвата иранских МБР, нежели РВБ-Х. Поэтому ИКДКБ обеспечивают лучшее обнаружение и слежение для крупных стран типа Ирана, когда ограничен доступ к соседнему воздушному пространству. Впрочем, если РВБ-Х удастся разместить достаточно близко, можно будет добиться более значительной дальности поражения. РВБ оказывает наибольшее влияние на ПРО АУ от тактических ракет, что продемонстрировано на рис.13. В этом случае становится осуществимым перехват ракет «Скад Б», если платформа с ПВБ находится над северокорейской территорией, а перехваты ракеты «Нодонг» можно осуществить при нахождении ПВБ вне северокорейского воздушного пространства.

В третьих, при перехвате северокорейских МБР дальности перехвата ракет, направленных на западное побережье США, на 10% короче, чем для ракет, направленных на восточное побережье, поскольку в первом случае МБР имеют больше избыточного топлива и, следовательно, более высокие навесные траектории. Это обстоятельство уменьшает дальность поражения ПВБ по той причине, что перехватчик должен подниматься выше (на высоту до 400 км вместо 200-250 км), чтобы попасть в ракету. Но при запуске МБР из Ирана цели на западном и восточном побережье США меньше отличаются по дальности перехвата, поскольку расстояние до них близко к максимальной дальности иранских МБР, рассмотренных в нашем анализе. Наконец, перехваты иранских МБР, летящих на Сиэттл и Анкоридж, происходят при большей дальности поражения ПВБ, чем в аналогичной ситуации для северокорейских МБР. Это связано с тем, что для иранских навесных траекторий АУ завершается на более низких высотах, а это приводит к повышению дальности поражения ПВБ при прочих равных условиях.

Табл.5: Дальность перехвата ПВБ северокорейских и иранских БР.

Комбинации ПВБ и целей	Дальность перехвата (км)			
	ИКДКБ (1 км)		РВБ-Х	
	Северная Корея	Иран	Северная Корея	Иран
ПВБ (1500 кг) – ВаУГ (87 кг)				
МБР-290 на Бостон	820	785	890	790
МБР-290 на Сиэттл	775	800	845	805
МБР-290 на Анкоридж	745	775	820	780
МБР-240 на Бостон	700	660	760	650
МБР-240 на Сиэттл	645	675	710	670
МБР-240 на Анкоридж	605	640	670	630
МБР-180 на Бостон	490	470	525	445
МБР-180 на Сиэттл	455	485	495	460
МБР-180 на Анкоридж	425	460	470	435
Теподонг 1 / Шахаб 4	375	370	485	460
Теподонг 2 / Шахаб 5	490	495	580	510
ПВБ (1500 кг) – УВаУГ (48 кг)				
МБР-290 на Бостон	935	905	1015	910
МБР-290 на Сиэттл	900	920	980	925
МБР-290 на Анкоридж	880	900	960	905
МБР-240 на Бостон	800	765	865	755
МБР-240 на Сиэттл	775	780	825	770
МБР-240 на Анкоридж	730	750	795	740
МБР-180 на Бостон	565	550	605	525
МБР-180 на Сиэттл	540	560	585	535
МБР-180 на Анкоридж	515	545	565	515
Теподонг 1 / Шахаб 4	425	420	545	520
Теподонг 2 / Шахаб 5	560	575	660	590
ПВБ (1000 кг) – АУГ (54 кг)				
Скад Б	0	-	105	-
Скад В	70	-	175	-
Нодонг / Шахаб 3	110	130	215	215
ПВБ (1000 кг) – УАУГ (32 кг)				
Скад Б	0	-	110	-
Скад В	80	-	185	-
Нодонг / Шахаб 3	125	145	235	235
Сокращения: ВаУГ – внеатмосферная ударная головка; УВаУГ – усовершенствованная внеатмосферная УГ; АУГ – атмосферная УГ; УАУГ – усовершенствованная атмосферная УГ.				

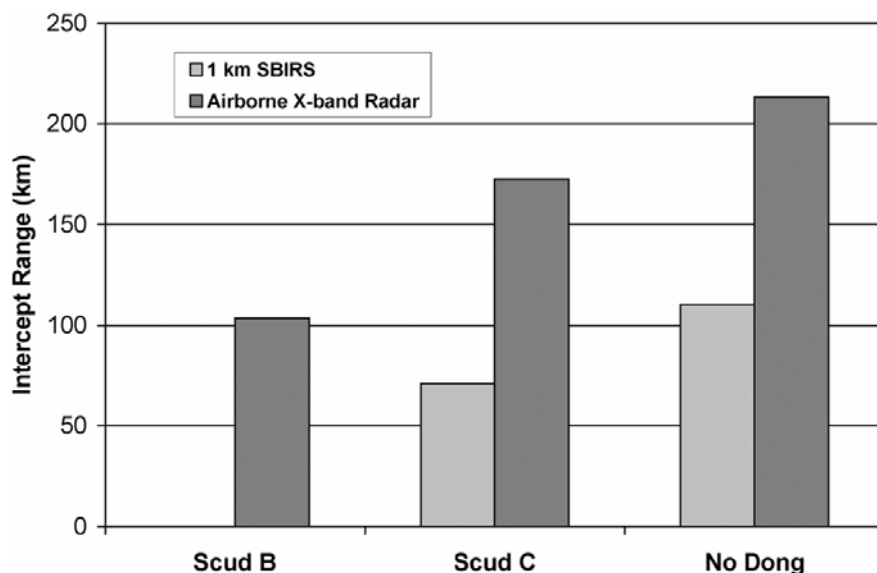


Рис.13: Дальности перехвата северокорейских БРСД. По оси X отложены три типа БРСД: «Скад Б», «Скад В» и «Нодонг». По оси Y отложена дальность перехвата (км). Более светлые колонки соответствуют использованию ИКДКБ (1 км), а более темные указывают на применение РВБ-Х.

Покрытие вражеской территории перехватчиками ВБ лучше всего иллюстрируется на картах, где указаны наихудшие дальности поражения ПВБ при сравнении с наземными проекциями траекторий АУ для различных ракетных целей. Например, на рис.14 показаны дальности перехвата северокорейских ракет «Скад Б» и «Скад В» при помощи ПВБ массой 1000 кг с исходной атмосферной УГ, причем вся информация о запуске и слежении поступает от РВБ-Х. Окружности на рисунке соответствуют дальностям поражения ПВБ, причем положение платформы для ПВБ указано точкой, размещенной в центре каждого круга. Итак, любая ракета типа «Скад», для которой АУ завершается внутри соответствующего круга, уязвима к перехвату, когда ПВБ запускается из центра этого круга⁴². Цепочки точек на рисунке соответствуют наземным проекциям АУ этих ракет через каждые 10 с. По рис.14 можно догадаться, что потребуется около трех платформ для ПВБ в пределах северокорейского воздушного пространства или рядом с ним, чтобы перекрыть все возможные стартовые позиции ракет «Скад Б», и примерно такое же число для перекрытия всех возможных запусков «Скад В» (они могут запускаться с большей площади из-за более высокой дальности). Может понадобиться меньше мест для расположения платформ, если имеется разведывательная информация о возможных стартовых площадках. Обратите внимание, что РВБ-Х важен для получения столь благоприятного покрытия. Без быстрого обнаружения ракетной цели и ее отслеживания, что обеспечивает такой радар, исчезнет возможность перекрытия запусков «Скад Б» и сократятся возможности перекрытия запусков «Скад В» (см. рис.13).

⁴² Зона перехвата – это круг, потому что ПВБ теряет относительно мало дальности, даже если он выполняет гравитационный маневр с поворотом на 180° вскоре после запуска для нацеливания в точку перехвата. Обратите внимание, что наземная зона, откуда могут быть запущены перехватываемые ракеты, имеет более сложный вид и зависит от разбросов азимута при запуске ракеты с конкретной площадки.

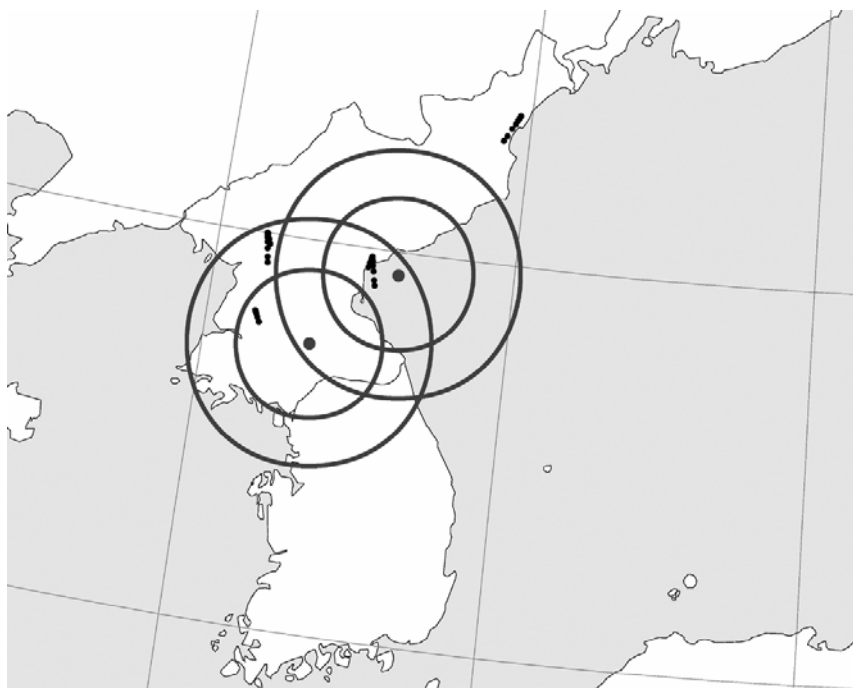


Рис.14: Перехваты ракет «Скад Б» и «Скад В». Круг меньшего размера соответствует перехвату ракет «Скад Б», а круг большего размера (с тем же центром) – перехвату ракет «Скад В».

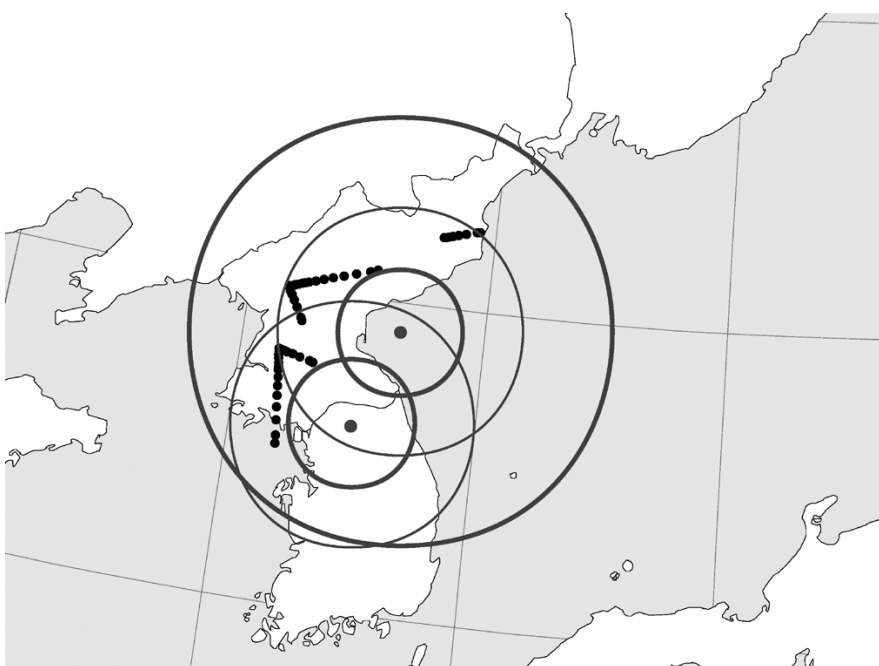


Рис.15: Перехват ракет «Нодонг» и «Теподонг 1».

На рис.15 представлены гипотетические дальности перехвата (для ПВБ массой 1000 кг) ракет «Нодонг» и (для ПВБ массой 1500 кг) ракет «Теподонг 1», запускаемых в направлении Японии, в предположении использования ИКДКБ-(1). Более длинные проекции траекторий АУ принадлежат ракете «Теподонг 1». Тонкие внешние круги на рис.15 относятся к дальности перехвата ракет «Нодонг» при использовании РВБ-Х. Итак, для перехвата пусков ракет «Нодонг» могут понадобиться только два (или, может быть, три) места для запуска ПВБ за пределами северокорейского воздушного пространства, но только при использовании РВБ-Хэ Одно место запуска – это все, что надо для защиты Японии и Окинавы от БРПД «Теподонг 1» (даже с помощью ИКДКБ). Более того, эта платформа для запуска ПВБ может нахо-

даться вдали от северокорейского воздушного пространства над международными водами Японского моря. Очевидно, что перехваты ракеты «Теподонг 2» так же можно будет осуществить из одного места, находящегося вне северокорейского воздушного пространства.

На рис.16 и рис.17 представлены аналогичные схемы дальностей перехвата, связанные с исходным внеатмосферным ПВБ (1500 кг), который запускается в точке, находящейся над Японским морем примерно в 100-150 км от северокорейского побережья. Речь идет о перехвате северокорейских МБР-240 и МБР-180 с использованием ИКДКБ-(1). На рисунках показаны наземные проекции траекторий АУ МБР, направленных на восточное и западное побережье США (по часовой стрелке), а также на Гавайи (единственная направленная на восток траектория). Эти запуски производятся с двух северокорейских стартовых площадок, причем указано распределение траекторий по азимуту. Дальности перехвата в табл.5 соответствуют запуску МБР с северо-западной площадки. Очевидно, что легче перехватывать северокорейские МБР, запущенные с восточного побережья страны.

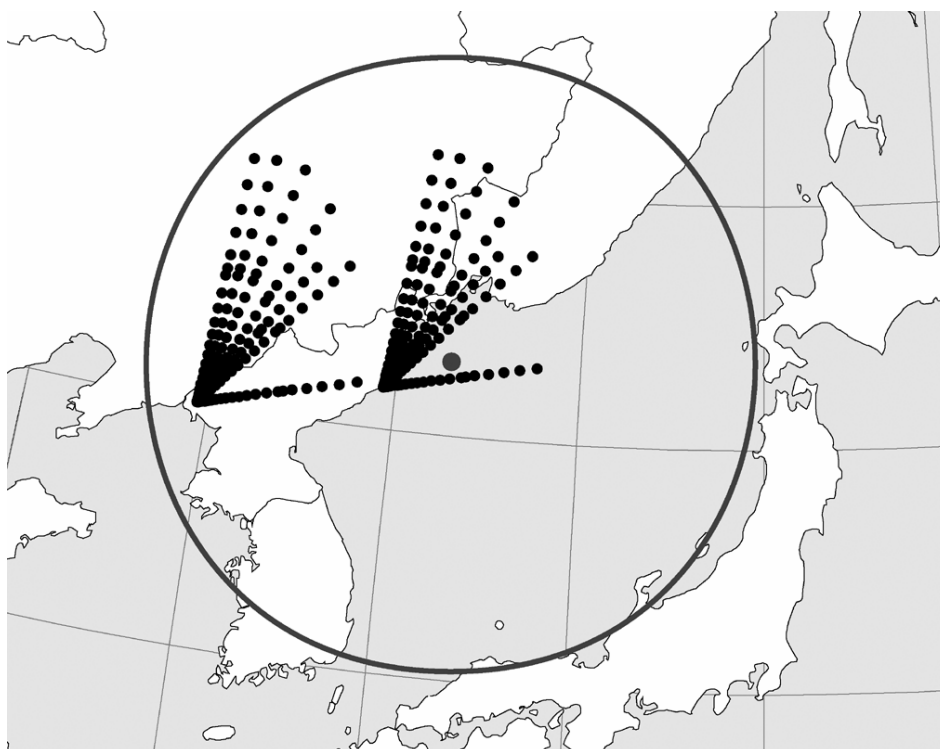


Рис.16: Перехваты северокорейских жидкотопливных МБР-240.

Два внешних тонких круга на рис.17 соответствуют улучшенным характеристикам ПВБ - средний круг связан с усовершенствованной внеатмосферной УГ и применением ИКДКБ-(1), а самый внешний круг получен при применении РВБ-Х. Следовательно, исходный внеатмосферный ПВБ (1500 кг) с помощью ИКДКБ-(1) должен обладать способностью перехватывать МБР-240, но не твердотопливные МБР-180.

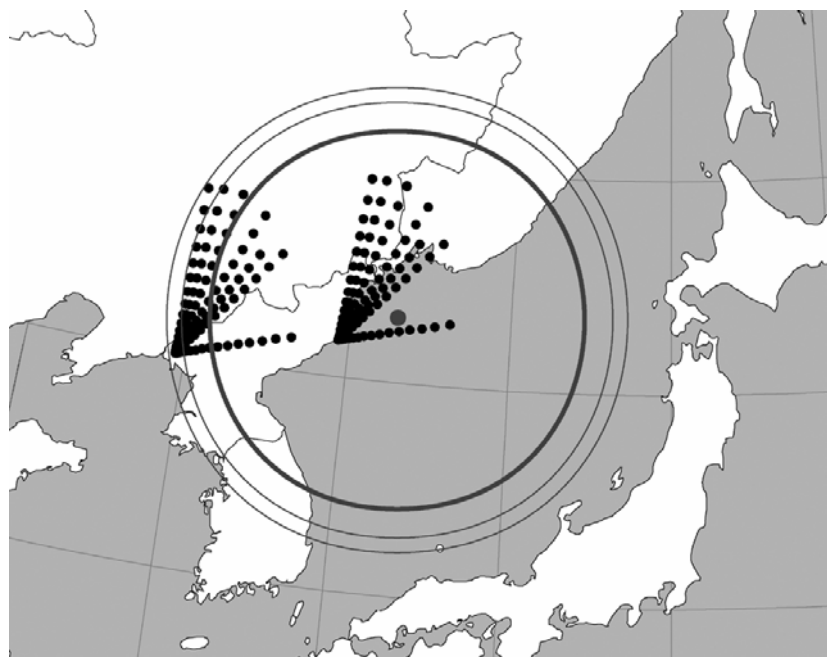


Рис.17: Перехваты северокорейских твердотопливных МБР-180.

Очевидно, что МБР с ДАУ свыше 240 с также могут оказаться перехваченными (например, МБР-290, приведенная в табл.А1), потому что дополнительное полетное время ПВБ более чем компенсирует большее расстояние, которое может пролететь МБР за время своего АУ. Применение РВБ-Х улучшает дальность поражения ПВБ и в сочетании с усовершенствованной УГ (масса 48 кг) обеспечит возможность для перехвата твердотопливных МБР – это можно рассматривать как оборонительный ответ на соответствующую наступательную угрозу. Очевидно, что твердотопливные МБР с ДАУ менее 180 с будет труднее перехватывать, если только у ПВБ не появится большая скорость или же он не сможет летать ближе к северокорейскому воздушному пространству (не говоря о возможности залета в него).

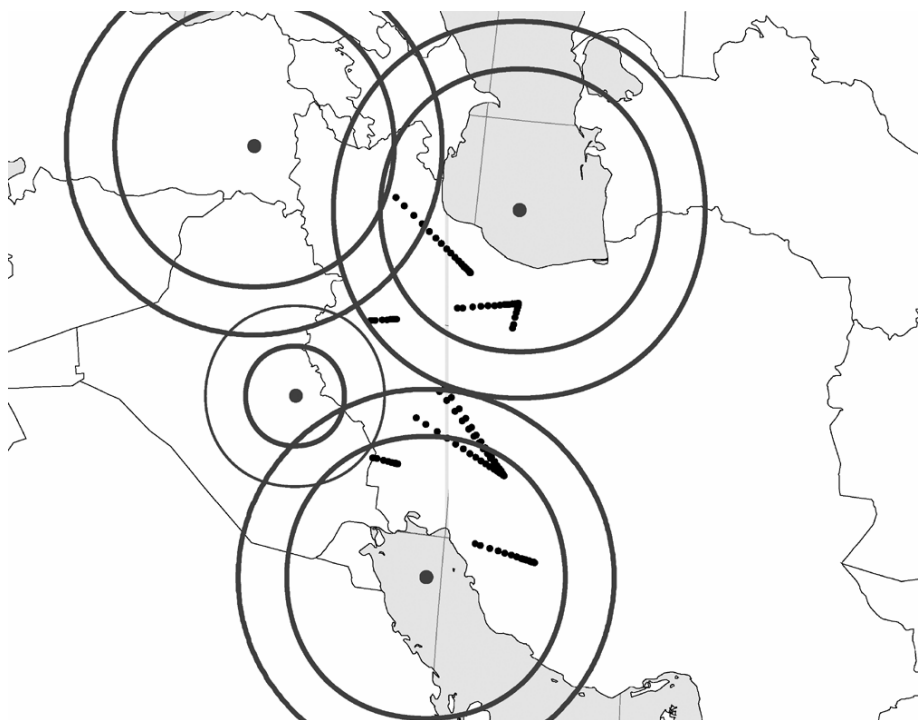


Рис.18: Перехваты иранских БРСД «Шахаб-3, -4 и -5».

На рис.18-20 показаны сравнимые покрытия районов запуска иранских БРСД и МБР.

Места запуска ПВБ находятся примерно в 100-120 км от границы иранского воздушного пространства. Границы дальности перехвата нанесены с учетом применения ИКДКБ-(1). ИКДКБ с более высоким поверхностным разрешением в какой-то степени улучшат эти дальности перехвата. Может помочь и РВБ, но только при запуске иранских ракет достаточно близко к границе страны, то есть примерно на расстоянии не более 400 км от места нахождения радара.



Рис.19: Перехваты иранских жидкотопливных МБР-240.

Внутренние и внешние круги на рис.18 вокруг мест запуска ПВБ над Турцией, каспийским морем и Персидским заливом соответствуют дальностям перехвата БРПД «Шахаб 4» и «Шахаб 5», соответственно, на основе ПВБ (масса 1500 кг) с исходной внеатмосферной УГ и с использованием ИКДКБ-(1). Следовательно, ракета «Шахаб 5» может быть перехвачена при расположении мест запуска ПВБ за пределами иранского воздушного пространства. Впрочем ракеты «Шахаб 4» будет труднее перехватывать (это зависит от места ее запуска). А ракеты с меньшей дальностью, например, «Шахаб 3» вообще будет очень трудно перехватывать даже с использованием легкой усовершенствованной атмосферной УГ и РВБ-Х – это продемонстрировано тонким внешним кругом вокруг мест расположения пусковой платформы ПВБ вдоль ирано-иракской границы (см. рис.18), если только такая платформа не летает над иранской территорией. Внутренний круг при подобном расположении платформы соответствует дальности перехвата для ПВБ массой 1000 кг, несущего исходную атмосферную УГ, с использованием ИКДКБ-(1).

Дальности перехвата на рис.19 и рис.20 изображены для МБР, запускаемых из центрального Ирана – это наихудшая геометрия для обнаружения (хотя совсем не обязательно геометрия с наибольшей дальностью перехвата). В этом случае ПВБ (масса 1500 кг) с исходной внеатмосферной УГ должен при использовании ИКДКБ-(1) перехватывать жидкотопливные МБР-240 (и МБР-290) при расположении пусковой платформы за пределами иранского воздушного пространства (см. рис.19). Впрочем, потребуется иметь три (или более) пусковые платформы, если Иран разбрасывает свои гипотетические силы МБР по всей своей территории или если американская разведка не сможет определить положение всех возможных стартовых площадок. Перехват твердотопливных МБР-180 невозможен, если не доступно более быстрое обнаружение и слежение, даже при использовании усовершенствованной внеатмосферной УГ (масса 48 кг) – эта ситуация отражена тонкими внешними кругами на рис.20. Придется передвигать пусковые платформы ПВБ ближе к иранскому воздушному пространству или, возможно, даже летать над территорией Ирана, чтобы повысить уверенность в возможности перехвата этих твердотопливных МБР.

Если подвести итоги, то дальности перехвата БРСД, БРПД, твердотопливных МБР и

жидкотопливных МБР лежат, соответственно, в диапазонах 0-200 км, 400-650 км, 430-600 км и 600-1000 км. Для крупных стран (типа Ирана) система ИКДКБ оказывается наилучшим вариантом наблюдательного датчика. Но для небольших стран (например, Северная Корея) применение РВБ-Х может значительно увеличить летное время ПВБ и тем самым сделать возможными перехваты, которые недостижимы иными путями без пролета через северо-корейское воздушное пространство. Наконец, исходные конструкции УГ, приведенные в табл.3, обеспечивают удовлетворительные возможности перехвата в большинстве случаев, но более тревожные угрозы, например, БРСД с малой ДАУ («Скад Б») и твердотопливные МБР, требуют более легких УГ, аналогичным по массе усовершенствованным УГ, которые показаны в табл.3.



Рис.20: Перехваты иранских твердотопливных МБР-180.

Численность сил ПВБ

Требуемый размер арсенала ПВБ определяется числом перехватчиков, которое надо направлять на каждую ракетную цель для достижения высокой вероятности перехвата, и это число следует умножить на количество ракет в арсенале противника. К полученному результату следует добавить число ПРВ, находящихся в воздухе в любое заданное время над теми районами, откуда не запущена ни одна ракета (это т.н. «коэффициент отсутствия»), и некоторое количество ракет, требуемых для операционных испытаний и аттестации, а также запасные детали. Приблизительное количество пусковых платформ с ПВБ для поддержания эффективных сил определяется умножением числа ПВБ, которые надо запустить на каждую цель, на максимальное количество БР, которые могут быть запущены из одного перекрываемого перехватчиками района за время, необходимое для замены пусковых платформ с ПВБ (это несколько часов). Полученный результат надо умножить на количество перекрываемых перехватчиками районов, чтобы охватить все возможные стартовые площадки в вызывающей опасности стране, а затем разделить на грузоподъемность каждой платформы для запуска ПВБ. Наконец, все это надо умножить на коэффициент, определяющей, сколько реально следует иметь платформ для ПВБ, чтобы обеспечить непрерывное присутствие одной платформы в воздухе в течение длительного времени. Следует отметить, что концентрация мобильных пусковых установок для крупного атакующего запла делает их более уязвимыми к нападению с воздуха и поэтому совсем необязательно окажется предпочитаемой наступательной тактикой. Более того, если своевременно обнаружить их передвижение, можно будет концентрировать против них платформы с ПВБ. Стартовые площадки МБР скорее всего окажутся фиксированными (это верно, по крайней мере, для МБР первого поколения).

Приведем теперь численные примеры. Допустим, что надо запустить четыре ПВБ на ка-

ждую ракетную цель для достижения высокой эффективности поражения, а максимальный залповый пуск включает в себя 20 БРСД или 10 МБР. В этом случае надо будет иметь в воздухе 40-80 ПВБ с атмосферными и (или) внеатмосферными УГ в каждом перекрываемом районе для уверенности в том, что никакой залповый пуск не сможет насытить оборону. В зависимости от географических условий и от того, с какими типами БР связана основная угроза (БРСД, БРПД или МБР), в любом случае потребуется перекрывать перехватчиками от одного до трех районов на территории интересующей страны. Три перекрываемых района, например, потребуют одновременного нахождения в воздухе примерно 120-240 ПВБ.

Требуемая численность пусковых платформ для обеспечения такого присутствия определяется грузоподъемностью этих платформ и длительностью их нахождения в воздухе. Если предположить, что бомбардировщики или другие крупные самолеты могут нести на борту до 20 ПРВ массой по 1500 кг или 1000 кг, истребитель может нести четыре ПВБ массой по 1000 кг, а крупный БЛА (типа «Глобал Хоук» – один ПВБ массой 1000 кг, то придется постоянно иметь в воздухе для прикрытия трех районов до 12 самолетов размером в бомбардировщик, или 60 истребителей, или же 240 БЛА (возможна смесь этих типов платформ). Длительность пребывания в воздухе для самолетов размером с бомбардировщик, истребителей и долгоживущих БЛА составляет, соответственно примерно 12, 8 и 24 часов. Если допустить, что на земле находится еще одна платформа для замены на случай проблем с эксплуатацией, то потребуется три бомбардировщика, четыре истребителя или два БЛА для непрерывного пребывания в воздухе одной платформы в течение длительного срока. Поэтому полное количество пусковых платформ для постоянного нахождения в воздухе 240 ПВБ составит примерно 36 тяжелых бомбардировщиков (или аналогичных крупных самолетов), 240 истребителей, 480 БЛА или некоторой смеси указанных платформ. Смесь более предпочтительна для использования преимуществ разной грузоподъемности, длительности полета и уязвимости каждого из типов платформ. В любом случае, это крупные силы! Ясно, что желательно иметь легкие ПВБ для увеличения грузовых возможностей каждого типа пусковой платформы и сведения к минимуму затрат на приобретение флота платформ и его обслуживания.

Количество ракетных ПВБ, требуемых при арсенале противника в 100 ракет, составляет 400 перехватчиков (в предположении, что четыре ПВБ запускаются на каждую цель) плюс 160 перехватчиков, которые находятся над двумя из трех перекрываемых районов, откуда может не быть пусков. На запас надо иметь еще 20%. Таким образом, для этого примера полная численность составит около 700 ПВБ при угрозе в 100 БР и такой географии, когда необходимо иметь три района для абсолютного перекрытия всех возможных стартовых позиций. Очевидно, что подобные расчеты можно выполнить для иных обстоятельств.

Оценки затрат на приобретение всей системы таких сил неизбежно окажутся грубыми, поскольку стоимость различных элементов известна недостаточно хорошо. Тем не менее, полные затраты будут обусловлены ценой пусковых платформ и РВБ, если радар входит в структуру датчиков. Отдельные ПВБ относительно дешевы (мы принимаем их цену равной примерно 3 миллиона долларов за каждый перехватчик по аналогии с крылатыми ракетами воздушного и морского базирования – их цена составляет 2 миллиона долларов и 1 миллион долларов, соответственно). Поэтому 700 ПВБ будут стоить примерно два миллиарда долларов. Если предположить, что новые пусковые платформы закупаются (то есть, их нельзя получить от ВВС или ВМС), то тяжелый бомбардировщик типа В-1В, истребитель типа F-15E и БЛА типа «Глобал Хоук» будут стоить примерно 300 миллионов долларов, 20-30 миллионов долларов и 16-20 миллионов долларов, соответственно⁴³. Затраты на заполнение перехватчиками трех районов с непрерывным пребыванием в воздухе с учетом опасности залпа с запуском 20 ракет составят примерно 11 миллиардов долларов, 5-7 миллиардов долларов и 8-10 миллиардов долларов для сил бомбардировщиков, истребителей и БЛА, соответственно. Если непрерывно иметь в воздухе два РВБ, это потребует примерно восьми самолетов.

⁴³ Стоимости бомбардировщика В1В, истребителей F-15, F-16, F-18 и БЛА «Глобал Хоук» взяты из следующих источников: http://www.af.mil/news/factsheets/B_1B_Lancer.html , http://www.af.mil/news/factsheets/F_15_Eagle.html , http://www.af.mil/news/factsheets/F_16_Fighting_Falcon.html , <http://www.chinfo.navy.mil/navpalib/factfile/aircraft/air-fa18.html>, http://www.fas.org/irp/program/collect/man-ipc-global_hawk-010322.htm

Пусть эти радары аналогичны по цене радару E-3 AWACS (примерно по 400 миллионов долларов за каждый). Тогда к затратам добавляется еще 3.2 миллиардов долларов.

Поэтому полные затраты на приобретение системы ПРО АУ ВБ без учета цены датчиков космического базирования составят приблизительно 10-16 миллиардов долларов для 700 ПВБ и достаточного количества пусковых платформ для круглосуточного перекрытия трех районов с пусковыми площадками в течение длительного времени. При этом должно хватить перехватчиков для того, чтобы справиться с залпом из 20 ракет, а также должно хватить столько РВБ, сколько нужно для обеспечения постоянного пребывания в воздухе двух РВБ вблизи границы вызывающей опасения страны. Сюда не входят операционные расходы и затраты на НИР. Если заимствовать бомбардировщики или истребители у ВВС или ВМС, затраты на приобретение значительно сократятся. Приведенные цифры очень приблизительны. Более точные оценки потребуются, если системы ПВБ рассматривать в рамках планов будущей американской ПРО.

МЕРЫ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ

Существует относительно мало мер противодействия ПРО АУ. Очевидно, что легкие ложные цели и другие средства проникновения, которые вызывают проблемы у систем ПРО на баллистическом участке (БУ) не касаются ПРО АУ. Двумя очевидными мерами противодействия служат ракеты с укороченной ДАУ и ракеты, способные к маневрированию на АУ. В нашем анализе приняты во внимание обе эти меры противодействия. Например, исследованная нами твердотопливная МБР-180 вносит напряженность для ПАУ. Впрочем, у ПВБ еще хватит достаточной способности, если можно будет спроектировать легкие усовершенствованные УГ. Если будут развернуты твердотопливные МБР такого типа, какие рассматривались во времена американской СОИ в середине 80-х гг. (с ДАУ порядка 100 с), то способности к ПАУ будут поставлены под серьезную угрозу, если только пусковые платформы с ПВБ не станут летать над территорией противника.

Если БР направляется на цель, лежащую ближе максимальной дальности ракеты, появляется избыточное топливо, которое может быть использовано для маневров на АУ. Эти маневры не являются быстрыми, которые вероятно окажутся неэффективными для избежания угрозы от более подвижных УГ. Это относительно медленные маневры, передвигающие предсказываемую точку перехвата на несколько сот километров от начального предсказанного положения, которое определялось в момент завершения АУ перехватчика. Эту ошибку должна исправить УГ. Примененная в нашем анализе УГ обладает возможностью изменить свою скорость на 2 км/с. Этой величины хватает для противодействия большинству маневров разгонных блоков первого поколения. Если предположить осуществимость более крупных маневров, потребуется более высокий запас скорости УГ. Поэтому с такой мерой противодействия можно справиться прямолинейными способами.

Кроме двух этих мер противодействия можно представить факелы, зондирующие ракеты с таким же профилем ускорения, как у более крупных БР, залповые пуски и развал на части последней ступени, что заставляет оборону столкнуться с множественными целями в эндшпиле. Большая часть этих мер противодействия окажется неэффективной. Факелы можно отличить по низкой инфракрасной мощности и по «цвету». Зондирующие ракеты можно сконструировать так, чтобы они ускорялись аналогично более крупным ракетам, но их инфракрасные особенности окажутся слабыми по сравнению с крупными ракетными двигателями, особенно при полете первой ступени. Эта мера противодействия может отложить запуск ПВБ до тех пор, пока не будут определены инфракрасные особенности, что аннулирует преимущество раннего обнаружения, связанное с РВБ. Впрочем, это не означает значительный удар по системе обороны. Залповые пуски могут насытить структуру датчиков или уменьшить запас ПВБ, находящихся в пределах залпового пуска. Но, повторяем, этому легко противодействовать путем развертывания большего количества датчиков и перехватчиков (конечно, с дополнительными затратами). Поскольку перехватчики можно быстро запускать один за другим даже с одной и той же платформы, трудно представить, чтобы залп из 10–20 ракет смог вывести из строя хорошо организованную систему развернутых ПВБ. Наконец, ракеты с разделяющейся последней ступеней, скорее всего, лежат за пределами возможности стран с развитым ракетным потенциалом (конечно, такие ракеты должны пройти испытания до развертывания). Сторонники ПАУ предлагают перехватчики с разделяющимися УГ

в качестве своего рода противодействия мерам противодействия, но такие устройства окажутся технической проблемой для изготовления⁴⁴. Следовательно, упомянутые меры противодействия и реакция обороны на них кажутся нереальными в настоящее время.

ОПЕРАЦИОННЫЕ И ПОЛИТИЧЕСКИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ПЕРЕХВАТЧИКИ ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Некоторые операционные ограничения делают идею ПВБ не столь привлекательной для ПРО, хотя ни в одном случае они не дают повода для того, чтобы отказаться от такого варианта ПРО АУ. Во-первых, для ПРО против крупной страны, расположенной внутри материка, потребуется доступ к соседнему воздушному пространству (например, в случае с Ираном доступ к воздушному пространству Турции, Туркмении и Афганистана, а также к воздушному пространству над Каспийским морем и Персидским заливом). Это создает проблемы, если соседние страны отказываются от сотрудничества. Системы ПВБ способны защищаться от угроз северокорейских МБР (это легкий вариант для ПРО АУ), находясь в международном воздушном пространстве над Японским морем. РВБ-Х также может находиться в международном воздушном пространстве в случае с Северной Кореей, но для более крупных стран типа Ирана потребуется доступ к соседнему воздушному пространству. Очевидно, что в этом случае предпочтительны ИКДКБ.

Во-вторых, может потребоваться доступ к воздушному пространству противника, если применяются МБР с короткой ДАУ. Размещение пусковых платформ над территорией противника нарушает его суверенитет и представляет акт войны, поскольку эти платформы являются вооруженными самолетами. Если пусковые платформы находятся за пределами воздушного пространства противника и планируют проникнуть в него вскоре после начала враждебных действий, то запущенные в момент начала войны ракеты с короткой ДАУ свободно пройдут оборону. Это подталкивает обе стороны к упреждающему удару. Впрочем, пусковые платформы ПВБ могут проникнуть в воздушное пространство противника в течение минут после начала конфликта и обеспечить тем самым эффективную защиту в тех сценариях, где, например, МБР с оружием массового уничтожения (ОМУ) держатся в резерве для запуска только в том случае, когда выживание режима находится под угрозой. Все же МБР с короткой ДАУ могут дать значительный политический выигрыш до начала войны, если оборона не сможет обеспечить защиту от нескольких ракет, запущенных первыми.

В-третьих, платформы с ПВБ, находящиеся в воздушном пространстве противника или рядом с ним, могут быть поражены вражескими силами ПВО. Это создает трудную проблему, если платформы с ПВБ должны барражировать над враждебной территорией, хотя проблема может сохраниться, если пусковые платформы летают над соседними территориями. Если удалить пусковые платформы на 100-150 км от границы, они окажутся вне дальности действия вражеских ракет «земля-воздух». Впрочем, потребуются силы ПРО (F-15C/D и самолеты АВАКС), для защиты пусковых платформ с ПВБ от вражеских истребителей, вылетающих из соседнего воздушного пространства. Это увеличивает операционные затраты при развертывании систем ПВБ. Если применять БЛА при высоте полета свыше 18 км, их уязвимость уменьшится, но они не станут неуязвимыми от более совершенных истребителей с ракетами «воздух-воздух» нового типа. Уязвимость таких платформ можно уменьшить на основе технологии «невидимости», но при этом значительно вырастет стоимость пусковых платформ. После начала войны могут быть подавлены силы ПВО небольших стран и это понижает актуальность вопроса о выживании платформ с ПВБ. Повторим еще раз, что сценарии, где противник реально запускает (а не продолжает угрожать запусками) БР с ОМУ, часто осуществляется на поздних этапах войны. При таких сценариях необходимо иметь достаточно времени для установления воздушного превосходства над вражеской территорией. С другой стороны, могут быть запущены БР с обычным вооружением в начале конфликта (как это было в Ираке в 1991 г.), чему сопутствуют политические издержки.

В-четвертых, оказывается дорогим держать непрерывно в воздухе самолеты, хотя это может быть сделано и делалось в течении длительного времени (от нескольких месяцев до

⁴⁴ Пример разделяющейся УГ приведен в следующей работе: A. G. Ledebuhr, et al., *Genius Sand: A Miniature Kill Vehicle Technology to Support Boost-phase Intercepts and Midcourse Engagements*, Lawrence Livermore National Laboratory, UCRL-JC-148992, June 30, 2002.

года и более). Это нетривиальная воздушная операция. Но это не более сложная операция, чем то, что США стандартно планирует для тактической ПРО. Поэтому можно говорить о системах ПVB с продолжительностью непрерывного пребывания в воздухе в течение нескольких недель (если не месяцев). Впрочем, такую оборону нельзя поддерживать годами из-за операционных расходов. Поэтому ПРО ВБ АУ – это оборона на время кризиса или на военное время. Такая оборона не будет эффективной от случайных или несанкционированных запусков ракет, если только они не произойдут в период кризиса или войны.

В-пятых, короткие сроки реагирования, требуемые для того, чтобы сделать эффективной любую систему ПРО АУ (включая ПРО ВБ АУ), подразумевают небольшое время для решений на высоком уровне относительно запуска перехватчиков. На первый взгляд, это кажется достаточно серьезным. Но следует иметь в виду, что ответственность за пуск ПVB очень отличается от ответственности за ввод в действие ядерного оружия. Запуск ПVB не связан с применением взрывчатки. Перехватчики для ПАУ сгорают в атмосфере, не нанося заметного вреда населению. Более того, ПРО АУ очень отличается от других ситуаций, где перемешаны гражданские и военные операции. Ошибочное предупреждение о запуске ракеты маловероятно. Очень мало гражданских БР, которые при запуске имитируют военные БР. В этом отличие, например, от систем ПВО, где серьезным вопросом является отождествление «своих» и «чужих», или от наземных схваток, где аналогичные проблемы приводят к трагическим последствиям, в частности, среди мирного населения в любой войне. Запуски ракет в космос можно спутать с запусками БР, но они (космические запуски) производятся из заранее намеченных мест и о них сообщается заранее в мирное время. Если это не соблюдается (как произошло 31 августа 1998 г. при попытке запуска северокорейского спутника), такие ракеты могут быть сбиты во время кризиса или в военное время. Поэтому передача полномочий по запуску перехватчиков руководству более низкого уровня (это необходимо для придания эффективности любой ПРО АУ) приводит к приемлемому риску в отличие от возможности передачи полномочий на применение ядерного оружия полевым командирам.

Наконец, передовое базирование систем ПVB может показаться противнику актом повышения напряженности. Такая дилемма возникает обычно при передовом базировании практически любой военной системы. Нет конкретных причин для того, чтобы считать развертывание любой системы ПРО АУ более дестабилизирующим, чем передовое развертывание других воздушных, морских или наземных сил в период кризиса. Любая военная акция такого типа влечет за собой риск эскалации, а также возможного понижения эскалации кризиса. Обычное представление о ПРО как о дестабилизирующей системе возникает в том случае, если упреждающее нападение способно понизить уровень вражеских сил МБР до такой степени, когда оборона способна справиться с «потрепанным» ударом возмездия. Страны с развивающимся ракетным потенциалом, конечно, будут обеспокоены возможностью упреждающих ударов со стороны американских обычных и, возможно, ядерных сил по БР этих стран. Наличие ПРО АУ может послужить указанием о предстоящем ударе. Впрочем, наши противники в отдельных районах мало выиграют от запуска БР с ОМУ из страха потерять эту возможность в случае передового базирования ПРО АУ, поскольку такой шаг станет для них актом самоубийства на раннем этапе развивающегося кризиса, когда их руководство еще может надеяться избежать войны.

УГРОЖАЕТ ЛИ ПРО ВБ АУ РОССИИ И КИТАЮ?

Если системы ПVB эффективны против тактических и стратегических БР, запускаемых странами с развивающимся ракетным потенциалом, они могут также оказаться эффективными против российских и китайских МБР и БРПЛ, что спровоцирует политическую (если не военную) реакцию со стороны этих двух крупных ядерных держав. На самом же деле, системы ПVB не представляют реальной угрозы ни для российских, ни для китайских стратегических БР.

Обоснуем это утверждение некоторыми оценками. Будем считать, что задержка запуска ПVB основана на показаниях ИКДКБ-(1), поскольку РВБ не сможет работать достаточно близко ко всем возможным местам российских и китайских ракетных пусков. Предположим, что имеем дело с ПVB массой 1500 кг, оборудованным усовершенствованной внеатмосферной УГ массой 48 кг. Тогда дальность действия такого ПVB против российской твердотопливной МБР SS-25 составит максимально 600 км (см. табл.5). Отметим, что эти МБР заме-

няются на SS-27 с более короткой ДАУ. Дальность действия против российской жидкотопливной БРПЛ SS-N-23 (ДАУ равна 250 с) составляет примерно не менее 830 км. Но будущая российская БРПЛ SS-NX-28 может иметь твердое топливо и, следовательно, более короткую ДАУ. Дальность действия против китайской жидкотопливной МБР DF-5 составит примерно около 800 км, хотя будущая китайская твердотопливная МБР DF-31 будет иметь более короткую ДАУ.

Как показывает очевидный анализ, потребуется примерно пять районов расположения ПВБ для перекрытия мест боевого развертывания российских ПЛАРБ, расположенных неподалеку от российской территории. Если в будущем все российские ПЛАРБ будут находиться в составе Северного флота, эта величина снизится примерно до 2-3 районов. Несмотря на предпочтение к размещению подлодок вблизи своих баз, российские ПЛАРБ могут быть выведены в открытый океан (хотя возрастает в определенной степени риск от американских противолодочных средств). Но в этом случае потребуется перекрыть примерно 20 районов в Северной Атлантике, откуда можно ожидать запуски российских БРПЛ, и около 30 аналогичных районов в северной части Тихого океана, если только США не смогут определять положение российских ПЛАРБ путем слежения за ними в открытом океане⁴⁵. Если Россия разместит МБР с одной боеголовкой в шахтах для снятых с вооружения SS-18 и SS-19, а также развернет мобильные МБР SS-27 в десяти (или около этого) местах постоянной дислокации (которые раньше применялись для мобильных МБР SS-25), то потребуется перекрыть еще, по крайней мере, семь дополнительных районов, чтобы держать под прицелом все возможные места ракетных стартов. Очевидно, что при увеличении размеров районов развертывания мобильных МБР потребуется больше ПВБ.

Поэтому Соединенным Штатам придется непрерывно иметь в воздухе пусковые платформы с ПВБ, по крайней мере, в десяти районах, чтобы перекрыть возможные стартовые площадки российских МБР и БРПЛ. В принципе, это число придется увеличить в 3-4 раза, если российские ПЛАРБ будут направлены в открытый океан. Такая задача просто обескураживает!

У самолетов и БЛА может нехватить топлива, чтобы долететь до нужного места с удаленных союзных аэродромов. Но более важно, что пусковые платформы, самолеты с датчиками и воздушные танкеры для дозаправки окажутся уязвимыми к действиям российской ПВО. Хотя можно думать с большой степенью уверенности о подавлении ПВО слабых стран, подавление российской стратегической системы ПВО – это совершенно иное дело (даже с учетом нынешнего ослабленного состояния российских сил ПВО). Кроме того, окажутся уязвимыми к российским атакам аэродромы, поддерживающие операции ПВБ, потому что таких аэродромов будет мало и их легко отождествить. Страны с развивающимся ракетным потенциалом будут сталкиваться с трудностями для проведения таких атак на аэродромы. Наконец, российский пусковой залп может оказаться очень большим, что сделает совершенно неэффективной любую оставшуюся систему ПРО ВБ АУ. Значит, ПРО ВБ АУ представляет очень небольшую угрозу для российских МБР и БРПЛ по операционным причинам, но вовсе не потому, что ПВБ не сможет перехватить российскую стратегическую ракету, когда она попадет в поле действия перехватчика.

Системы ПАУ ВБ могут оказаться более угрожающими для китайских стратегических ракет, поскольку у Китая меньше пусковых площадок для МБР, ДАУ для китайской МБР DF-5 оказывается относительно большой и, наконец, у Китая мало действующих ПЛАРБ (если вообще есть хотя бы одна), способных угрожать Соединенным Штатам (не говоря уже об их уязвимости американским противолодочным силам). Но платформам с ПВБ еще придется проникать далеко вглубь китайского воздушного пространства для перекрытия всех возможных стартовых площадок МБР и тем самым подставлять себя под удары все более усложняющейся китайской системы ПВО. Расстояния от баз ПВБ до разумных участков их нахождения в воздухе достаточно велики, что затрудняет поддержку воздушных операций. Наконец, Китай находится в состоянии модернизации своего стратегического арсенала на основе твердотопливных мобильных МБР DF-31. Итак, количество мест размещения ПВБ для пере-

⁴⁵ Датчики противолодочных средств могут до определенной степени определить положение подлодок. Но Соединенным Штатам придется столкнуться еще с одной проблемой – поддерживать платформы ВБ над местами возможных запусков БРПЛ в течение длительного времени вдали от баз поддержки ПВБ.

крытия всех возможных пусковых площадок китайских МБР значительно вырастет в следующем десятилетии. Поэтому угроза со стороны системы ПВБ для китайских стратегических ракет не очень велика. Но системы ПВБ могут угрожать китайским тактическим ракетам, нацеленным на Тайвань через Тайваньский пролив, хотя Китай все еще может угрожать Тайваню ракетами большей дальности, запускаемыми из глубины китайской территории. Следовательно, хотя системы ПВБ представляют небольшую угрозу для будущего китайского стратегического арсенала, развертывание систем ПВБ может усложнить отношения Китая с США.

Наконец, интересно отметить, что российская система ПВБ не будет угрожать стратегическим силам США, Франции, Англии или Китая по тем же самым причинам, указанным выше. Поэтому английская и французская обеспокоенность во времена холодной войны, что американская ПРО подстегнет развертывание российской ПРО и тем самым подорвет их стратегическое сдерживание, не имеет оснований в случае ПРО ВБ АУ, поскольку Франция и Англия полагаются на ПЛАРБ для стратегического сдерживания, а Россия просто не сможет организовать или поддержать воздушные операции, необходимые для того, чтобы угрожать этим средствам. Такое обстоятельство создает интересную возможность для сотрудничества США, России и заинтересованных членов НАТО в области разработки и возможного развертывания ПРО ВБ без возникновения повода для подозрения друг друга в стратегических намерениях.

СРАВНЕНИЕ С ДОКЛАДОМ АМЕРИКАНСКОГО ФИЗИЧЕСКОГО ОБЩЕСТВА О ПРО АУ

Наш анализ в значительной степени совпадает с недавно опубликованным докладом Американского физического общества (АФО) о ПРО АУ. Оба исследования пришли к одинаковому выводу, что своевременное обнаружение и слежение оказываются критичным фактором для ПРО АУ, а ведущую роль будут играть ИКДКБ. В нашем исследовании подчеркивается важность РВБ-Х для быстрого обнаружения запуска и слежения (особенно для благоприятного географического расположения, как у Северной Кореи). В докладе АФО не рассматривается РВБ-Х. Оба исследования согласны с тем, что УГ на АУ с полным запасом скорости, по крайней мере, 2.0 км/с необходимы для эффективного ПАУ против МБР, а также с тем, что массы в 50-100 кг для таких УГ должны быть технически возможными в следующем десятилетии. Они согласны также, что технически возможен ПАУ с наземных пусковых платформ (и в частности с платформ ВБ) против жидкотопливных МБР с относительно большой ДАУ.

Но выводы меняются в отношении твердотопливных МБР. В докладе АФО утверждается следующее:

ПРО АУ для полной защиты США от твердотопливных МБР с более короткой ДАУ, чем у жидкотопливных МБР, вряд ли окажется практичной, если рассмотреть все факторы вне зависимости от того, где базируются перехватчики, даже при оптимистических допущениях для систем, где базируются перехватчики. При оптимистических допущениях для систем наземного базирования потребуются очень крупные перехватчики с исключительно высокими скоростями и ускорениями, чтобы поразить твердотопливные МБР, запущенные даже из такой небольшой страны, как Северная Корея⁴⁶.

В отличие от этого заявления в нашем докладе обнаружено, что твердотопливные МБР не находятся вне достижимости ПВБ. Очевидно, что ракеты с более короткой ДАУ создают более напряженные временные условия для ПРО АУ. В частности, твердотопливные МБР оказываются трудными целями. Но нет «перегиба в графике», за которым ПАУ ВБ больше не оказывается осуществимым. В определенной степени этот отличающийся вывод можно проследить на основе разных исходных предположений в двух анализах.

С точки зрения физики расхождений нет. Но в докладе АФО применяются более консервативные исходные допущения. Например, доклад АФО принимает в качестве основы для ДАУ у американских твердотопливных МБР соответствующую величину для американских твердотопливных ПЛАРБ (170 с), что ниже номинального значения ДАУ (180 с), использо-

⁴⁶ «Наука и всеобщая безопасность», т.11, выпуск 3 (февраль 2004 г.), стр.33.

ванного в нашем докладе для американских и российских твердотопливных МБР. В докладе АФО предполагается также, что потребуется примерно 45 с для обнаружения запуска твердотопливных МБР и последующего отслеживания. В нашем исследовании было определено, что твердотопливные МБР могут быть обнаружены и отслежены в течение 29 с после пуска в Северной Корее при использовании РВБ-Х или же в течении 37 с после запуска при использовании ИКДКБ-(1). Более короткое время на обнаружение и отслеживание при использовании ИКДКБ основано на том, что в нашем исследовании принимается следующее предположение: начальные ошибки наведения на цель можно удалить за время АУ ПВБ (20 с) еще до выпуска УГ. Это позволит запустить ПВБ на несколько секунд раньше. ПВБ могут ускоряться быстрее и поэтому иметь более высокие усредненные полетные скорости, чем ПНБ (на которых сосредоточен доклад АФО), поскольку на большой высоте атмосферное сопротивление уменьшается. Итог таков: исследованные нами ПВБ обладают более продолжительным полетным временем (примерно на 25 с) против твердотопливных МБР, запущенных из Северной Кореи. по сравнению с аналогичными ПНБ из доклада АФО⁴⁷. Это можно перевести на язык дальности перехвата, которая оказывается на 100 км больше, чем в случае, рассмотренном в докладе АФО. Следует также помнить, что в нашем исследовании предполагаются более скоростные ПВБ с использованием легких усовершенствованных УГ, а уже затем делается вывод о возможности перехвата твердотопливных МБР-180.

Даже при более оптимистичных допущениях, использованных в нашем докладе, твердотопливные МБР и БРСД с малой дальностью оказываются очень трудными целями. Для их успешного перехвата потребуются такие структуры датчиков, которые предназначены для максимально возможного сокращения времени на обнаружение и отслеживание, а также перехватчики с максимально возможной скоростью (она определена нами как 6.0 км/с в качестве идеальной скорости). Необходимы также легкие УГ и большой вес (1500 кг) ПВБ. В то время, как УГ весом 50 кг выжимает все, что сейчас технически возможно, твердотопливная МБР выжимает все, что сейчас возможно с точки зрения наступательных угроз. Ничто не может оказаться фантазией через 10 лет.

Важно еще отметить, что у ПВБ имеется четко выраженное преимущество – их всегда можно подвинуть ближе к подозреваемой стартовой площадке, если дальность перехвата ПВБ оказывается недостаточной. Но для этого потребуется получить доступ в соседнее воздушное пространство или же летать вблизи территории противника (а, может быть, и над ней), хотя при этом повышается опасность для выживания пусковой платформы. Если угроза достаточно серьезна, подобный риск может оказаться приемлемым. Например, в случае Северной Кореи можно перехватить твердотопливные МБР, если пусковые платформы с ПВБ летают над китайской территорией и, может быть над российской (севернее Владивостока). У ПНБ такого выбора нет, а ПМБ ограничены судоходными водами. Более того, в некоторых сценариях ПВО противника может быть серьезно ослаблена к тому моменту, когда реально происходит запуск МБР. Если выживание платформ ВБ вызывает первостепенную тревогу, можно использовать «невидимые» платформы при увеличении расходов. Все же, вопрос заключается не в технической способности ПВБ поразить РБ с короткой ДАУ, а в том, стоит ли оборона предполагаемых затрат. Если даже предположить, что платформы ВБ находятся достаточно далеко от воздушного пространства противника, чтобы оказаться в достаточной безопасности от угроз ПВО, ПВБ еще обладают способностью перехватить твердотопливные МБР на большинстве траекторий при использовании ПВБ массой 1500 кг и УГ массой 50 кг с реальной полетной скоростью около 5.5 км/с (идеальная скорость 6.0 км/с). Такие перехватчики не очень велики по размеру и хотя их скорости велики, разумные конструкции ракет на основе текущей технологии должны быть способны достигнуть таких ТТХ.

Наконец, следует отметить, что наиболее важные обстоятельства, влияющие на индивидуальные предпочтения ПРО АУ, часто не носят технический характер, а скорее связаны с операционными опасениями, различными оценками угроз и затратами. Такие тревоги в основном лежат за пределами этого исследования. Поэтому не стоит удивляться, если другие аналитики, даже технические специалисты, придут к иным выводам относительно разумно-

⁴⁷ В данном исследовании также сделано несколько допущений, уменьшающих дальность действия ПВБ по сравнению с результатами АФО. Например, предполагаются навесные траектории и требуется, чтобы перехват произошел достаточно раньше номинальной ДАУ для учета пятипроцентного разброса номинального значения ДАУ.

сти предпочтения одного типа ПРО другому.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Достаточно легкие, чтобы их можно было запустить с самолета, перехватчики для АУ кажутся технически осуществимыми, как для тактической, так и для национальной ПРО. В течение следующих десяти лет по-видимому можно будет создать атмосферные УГ с возможностью наводиться на маневрирующие РБ (запас скорости 1.0 км/с) и с массой 30-55 кг, а также внеатмосферные УГ с запасом скорости 2.0 км/с и с массой порядка 50-90 кг. Критичным для эффективной ПРО АУ оказывается более раннее обнаружение запусков БР и последующее отслеживание. Как ИКДКБ, так и РВБ-Х кажутся способными предложить своевременное обнаружение, что приводит к дальностям действия ПВБ против БРПД, твердотопливных МБР и жидкотопливных МБР порядка 400-650 км, 430-600 км и 600-1000 км, соответственно. Эффективная ПРО АУ против БРСД требует РВБ-Х для раннего обнаружения и отслеживания. В этом случае можно добиться дальности действия ПВБ 100-230 км против БРСД, имеющих ДАУ менее 100 с. Вообще говоря, ПВБ – это единственный тип наземной ПРО АУ, который может оказаться эффективным против МБР и БРСД с очень короткими ДАУ, поскольку в случае необходимости ПВБ могут летать над территорией противника.

Кроме того, хотя системы ПВБ предлагают возможности эффективной обороны от угроз стран с развивающимся ракетным потенциалом, включая угрозы применения касетных боеголовок с ОМУ, они представляют очень небольшую угрозу стратегическим ядерным силам пяти основных ядерных держав. Поэтому системы ПВБ кажутся угрожающими для ряда представляющих угрозу стран и все еще не дестабилизирующими для основных ядерных держав, с которыми у США есть много общих интересов. В той степени, в которой принимается риторика о серьезном участии других стран в технологии американской ПРО, системы ПВБ могут оказаться наиболее подходящим для передачи типом ПРО, поскольку их нельзя использовать непосредственно против США. Технология, на которой основаны системы ПВБ, может быть секретной, но операционные системы ПРО не смогут угрожать американским стратегическим силам. По всем этим причинам, Соединенным Штатам следует уделять больше внимания к упомянутому варианту ПРО АУ, который рассмотрен в этом докладе.

Принципиальные недостатки, связанные с системами ПВБ, заключаются в том, что они не дают защиты от случайных или несанкционированных запусков российских или китайских ракет или же от подобных запусков со стороны стран с развивающимся ракетным потенциалом, если они имеют место не в моменты кризиса или войны, когда системы ПВБ будут развернуты. Более того, системы ПВБ дороги для операций и недостаточно надежны к тем мерам противодействия нападающей стороны, которые вызывают вес УГ. Укажем, например, на крупные МБР с избыточной способностью к маневрированию, которые требуют использования тяжелых УГ с запасом скорости свыше 3.0 км/с и, следовательно, тяжелых ракет для перехватчиков. Но для ПВБ существует предел на максимальный вес. Повторим, что ПВБ можно подвинуть поближе к возможным стартовым площадкам для компенсации пониженной скорости более тяжелых УГ, если это окажется необходимым. Но ни одно из подобных ограничений не является столь серьезным, чтобы исключить вариант ПВБ из рассмотрения в качестве жизнеспособного элемента будущей структуры американской ПРО. Фактически по сравнению со всеми ограничениями, присущими всем идеям ПРО АУ, ПВБ остаются одним из самых привлекательных выборов.

Этот анализ принципиально ограничен вопросами технической осуществимости и операционной эффективности ПАУ ВБ. Здесь не обсуждаются более серьезные вопросы о приоритетах, которые должны получить любые виды ПРО по отношению к другим важным заботам относительно безопасности США (например, борьба с терроризмом, модернизация обычных американских вооруженных сил и т.п.), а также рентабельность ПВБ при сравнении с другими видами ПРО.

ПРИЛОЖЕНИЕ А ХАРАКТЕРИСТИКИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

В этом Приложении приводятся характеристики БР, важные для анализа эффективности

ПРО АУ. В табл.А1 помещены характеристики ряда воображаемых БРСД, БРПД и МБР, способных представить угрозу для американских сил за пределами страны или для территории США. Эти оценки основаны на открытых источниках для реально существующих ракет (например, «Скад Б», «Скад В», «Нодонг» и «Теподонг 1». «Теподонг 2», «Шахаб 5» и три МБР – это воображаемые конструкции, покрывающие диапазон возможных будущих угроз от БРПД и МБР.

Табл.А1: Характеристики баллистических ракет.

	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Номинальная дальность (км)	300	610	1340	1920	3680	4750	10700	10700	14500
Полезная нагрузка (кг)	985	700	1000	1000	1000	500	400	300	800
Пусковая масса (кг)	5900	7200	20000	25400	69000	70500	110000	69000	45800
ДАУ (с)	61	85	95	165	193	199	290	240	180
Максимальная скорость (км/с)	1.6	2.3	3.4	3.7	5.2	5.4	7.1	7.1	7.5
Первая ступень									
Масса ступени (кг)	4915	6500	19000	19000	50000	52000	95000	50000	29000
Доля топлива	0.72	0.71	0.85	0.85	0.82	0.83	0.87	0.82	0.89
Поперечное сечение (м ²)	0.61	0.61	1.13	1.13	4.52	4.52	3.14	4.52	2.0
Площадь сопла (м ²)	0.15	0.15	0.28	0.28	1.13	1.13	1.54	1.13	1.3
Тяга в вакууме (кН)	145	153	429	429	1315	1315	1.655	1315	1.225
Удельный импульс в вакууме (с)	257	267	257	257	263	263	293	263	291
ДАУ (с)	61	85	95	95	80	85	143	80	60
Вторая ступень									
Масса ступени (кг)	-	-	-	5400	18000	18000	15000	18000	12000
Доля топлива	-	-	-	0.71	0.83	0.84	0.83	0.83	0.87
Поперечное сечение (м ²)	-	-	-	0.61	1.39	1.39	1.77	1.39	1.77
Площадь сопла (м ²)	-	-	-	0.15	0.35	0.35	0.44	0.35	0.87
Тяга в вакууме (кН)	-	-	-	145	350	350	240	350	495
Удельный импульс в вакууме (с)	-	-	-	257	270	270	290	270	290
ДАУ (с)	-	-	-	70	113	114	147	113	60
Третья ступень									
Масса ступени (кг)	-	-	-	-	-	-	-	700	4000
Доля топлива	-	-	-	-	-	-	-	0.80	0.84
Поперечное сечение (м ²)	-	-	-	-	-	-	-	0.61	1.54
Площадь сопла (м ²)	-	-	-	-	-	-	-	0.15	0.75
Тяга в вакууме (кН)	-	-	-	-	-	-	-	30	160
Удельный импульс в вакууме (с)	-	-	-	-	-	-	-	250	290
ДАУ (с)	-	-	-	-	-	-	-	47	60
Примечание: 1 – Скад Б; 2 – Скад В; 3 – Нодонг; 4 – Теподонг 1; 5 – Теподонг 2; 6 – Шахаб 5; 7 – МБР-290; 8 – МБР-240; 9 – МБР- 180.									

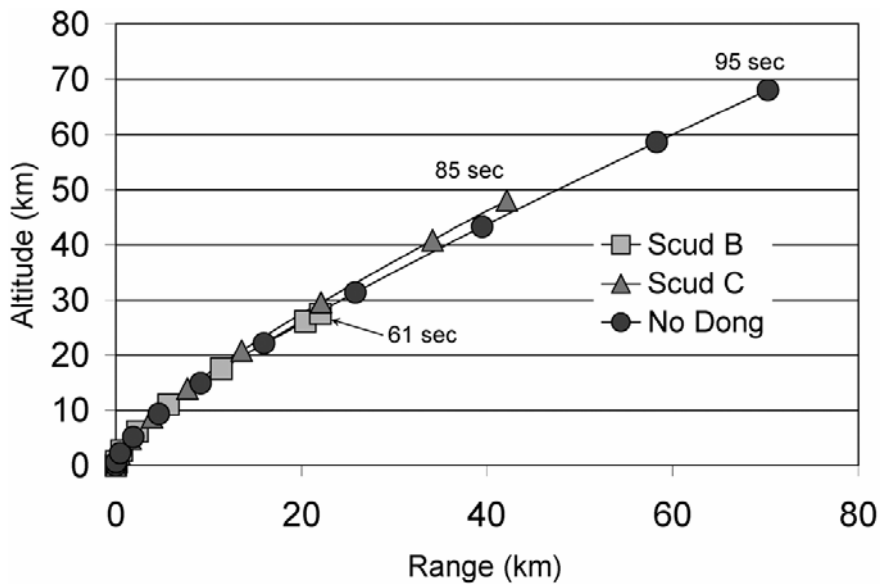


Рис.А1: Траектории активных участков ракет «Скад Б», «Скад В» и «Нодонг». По оси Х отложена дальность (км), а по оси Y – высота (км). Цифрами отмечены моменты завершения соответствующих АУ.

Жидкотопливная двухступенчатая МБР сконструирована так, чтобы иметь ДАУ около 300 с, что сравнимо с характеристиками первого поколения американских и российских жидкотопливных МБР. При стартовом весе 110 тонн эта ракета обладает номинальной дальностью 11500 км при полезной нагрузке 400 кг. Не столь крупные ракеты могут иметь такую же дальность при меньших полезных нагрузках.

Впрочем, современные жидкотопливные МБР (например, китайская DF-5) имеют ДАУ порядка 230-250 с. Для представления ракет такого класса в табл.А1 включена МБР-240, основанная в этом случае на БРПД «Теподонг 2» с твердотопливной третьей ступенью, что придает ей дальность примерно 11500 км при полезной нагрузке 300 кг (это предполагаемый минимум для небольшого ядерного оружия первого поколения, основанного на делении).

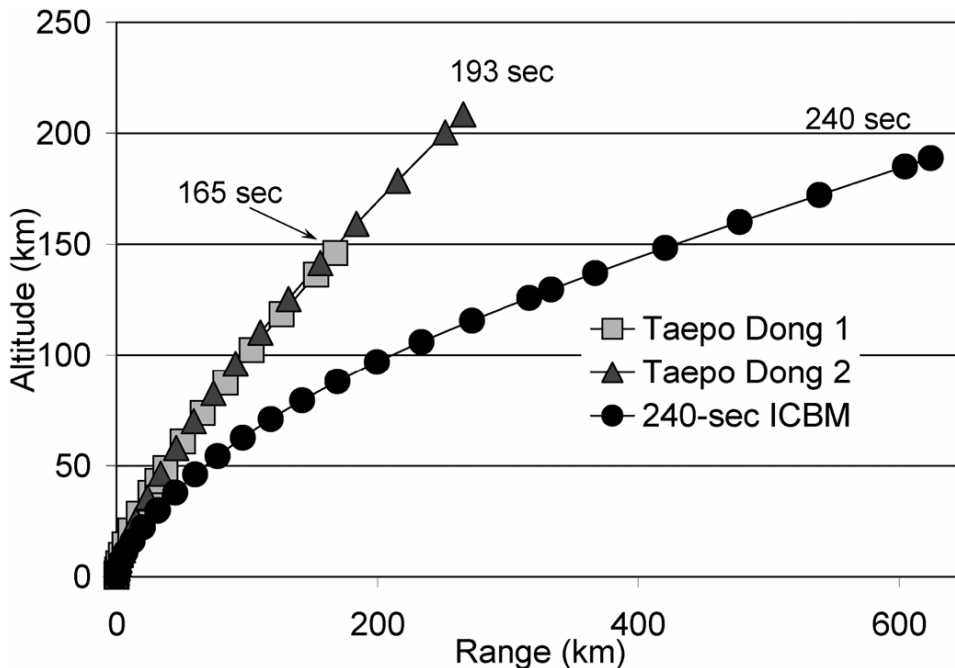


Рис.А2: Траектории АУ ракет «Теподонг 1», «Теподонг 2» и МБР-240. Обозначения те же, что на рис.А1.

Наконец, для твердотопливной МБР-180 моделью послужила российская МБР SS-25. При этом полезная нагрузка была снижена, чтобы придать ракете дальность, достаточную для ударов по всей территории США при запуске из Северной Кореи или Ирана.. Это твердотопливная МБР включена в табл.А1, чтобы отразить влияние очевидных мер противодействия ПРО АУ, а именно, более короткая ДАУ в результате применения быстро выгорающих твердотопливных ракетных двигателей.

Неясно, как скоро смогут страны с развивающейся ракетной технологией приобрести твердотопливные МБР, хотя это, несомненно, зависит от степени предстоящей иностранной помощи, которую могут предоставить страны с более продвинутым ракетным потенциалом. Для целей этого исследования было предположено, что такие угрожающие страны не смогут разработать «быстро выгорающие» твердотопливные МБР с ДАУ порядка 100-130 с в течение ближайших 10-20 лет (об угрозе таких ракет говорили как о советской реакции на американскую ПРО КБ в середине 80-х г.г.).

На рис.А1 представлена зависимость высоты полета от пройденного расстояния для АУ ракет «Скад Б», «Скад В» и «Нодонг». АУ для ракеты «Скад Б» длится 61 с и завершается на высоте около 27 км. Промоделированная в этом докладе ракета «Скад В» обладает дальностью 615 км при полезной нагрузке 700 кг с ДАУ= 85 с (АУ завершается на высоте около 50 км). Для ракеты «Нодонг» АУ длится 95 с и завершается на высоте примерно 70 км. На рис.А2 представлены АУ двухступенчатых БРПД «Теподонг 1» и «Теподонг 2» с номинальными значениями ДАУ 165 с и 193 с и с завершением АУ на высоте 150 км 210 км, соответственно. Показана также траектория трехступенчатой МБР-240, для которой АУ завершается на высоте около 190 км.

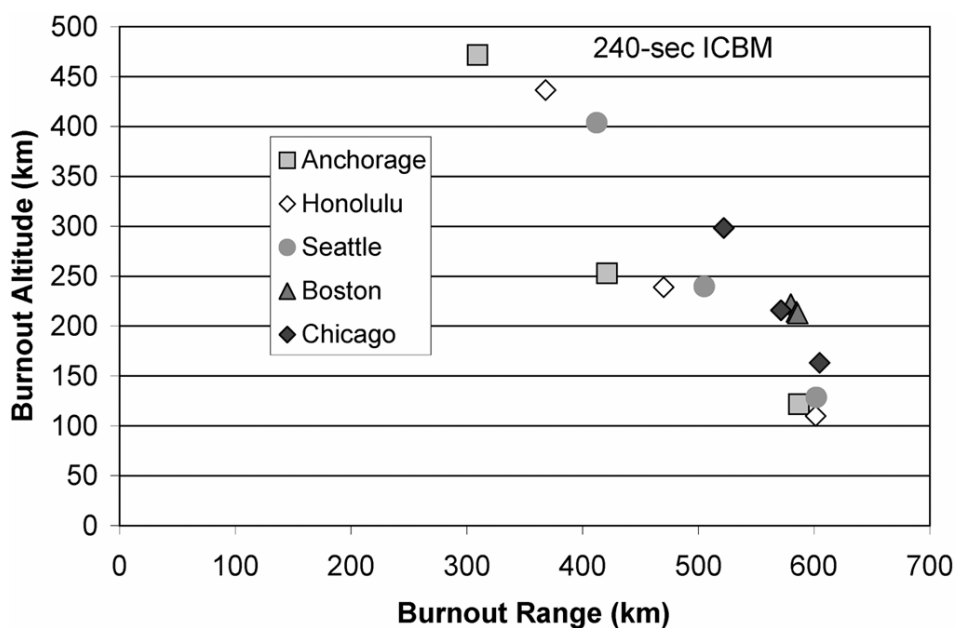


Рис.А3: Координаты завершения АУ для МБР-240 при различных траекториях. По оси X отложено расстояние, пройденное до завершения АУ (км), а по оси Y – соответствующая высота (км). Указаны следующие цели (сверху вниз): Анкоридж, Гонолулу, Сиэттл, Бостон и Чикаго.

Рис.А3 иллюстрирует изменение высоты завершения АУ МБР при навесной траектории, траектории с минимальной энергией и настильной траектории МБР-240, направленной из Северной Кореи на разные города США⁴⁸. Как можно увидеть, изменения высоты оказываются наибольшими при более близких целях и при траекториях в восточном направлении (из-за большего вклада скорости вращения Земли), поскольку имеется больше топлива для

⁴⁸ Считается, что повышение или понижение траектории (то есть, переход на навесную или настильную траекторию) происходит при работе второй ступени. Для траекторий с минимальной энергией применяется преждевременное отключение тяги, когда полезная нагрузка набирает достаточную скорость, чтобы долететь до своей цели.

повышения или понижения траектории. Например, наибольшие изменения связаны с запуском из Северной Кореи на Анкоридж (Аляска), а наименьшие – с запуском на Бостон. Обратите внимание, что изменения высоты завершения АУ могут достигать до 350 км.

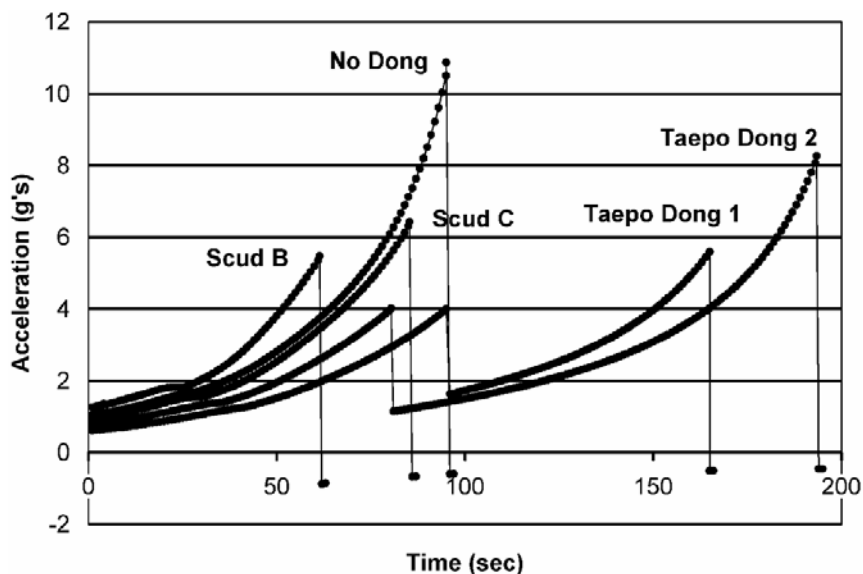


Рис.А4: Изменение ускорения со временем для ряда БРСД. По оси X отложено время полета на АУ (с), а по оси Y- ускорение (в единицах g).

На рис.А4 приведены изменения ускорения со временем для ряда БРСД и БРПД. Максимальное пиковое значение ускорения имеет ракета «Нодонг», промоделированная в нашем анализе, - оно достигает почти 11 g в максимуме. Типичные значения ускорений за несколько секунд до завершения АУ лежат в диапазоне 5-6 g.

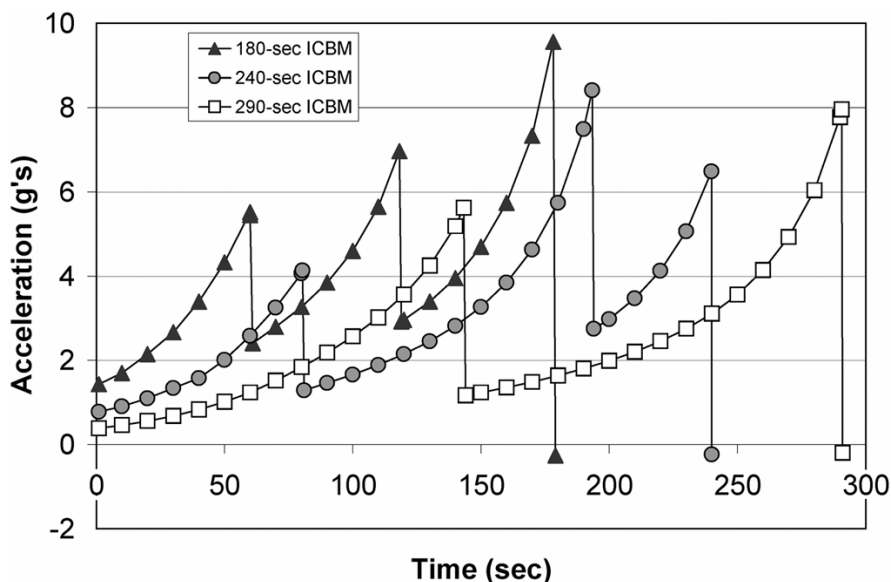


Рис.А5: Изменение ускорения со временем для МБР-180, МБР-240 и МБР-290. Обозначения те же, что и на рис.А4.

На рис.А5 показано изменение ускорения для трех МБР, промоделированных в нашем анализе. Хотя пик ускорений МБР может достигать до 10 g, типичные значения за несколько секунд до завершения АУ лежат в диапазоне 6-8 g.

Высокие ускорения в конце АУ придают значительную скорость полезной нагрузке и поэтому дают значительный вклад в дальность полета ракеты, особенно для МБР из-за кривизны Земли. Напротив, если тяга ракеты отключается преждевременно за несколько секунд

до завершения АУ, дальность ее полета значительно сокращается. На рис.А6 показано это уменьшение дальности в зависимости от момента преждевременного отключения тяги. Преждевременное отключение тяги за 5 с обычно уменьшает дальность полета ракеты на 15-30%.

На рис.А7 и А8 показаны недолеты МБР, запущенных из Северной Кореи и Ирана на США, соответственно. Перехват северокорейских или иранских МБР за 2-4 с до завершения АУ приводит к падению полезной нагрузки севернее американо-канадской границы⁴⁹. Перехват северокорейских или иранских МБР за 10 с до завершения АУ гарантирует недолет полезной нагрузки до Северной Америки, за исключением северокорейских траекторий, проходящих над Аляской. Перехваты в интервале 10-30 с до завершения АУ приводят к относительно безопасному падению полезной нагрузки в Ледовитый океан или в северную часть Атлантики за исключением северокорейских траекторий, проходящих над Аляской, и иранских траекторий, проходящих над Гренландией.

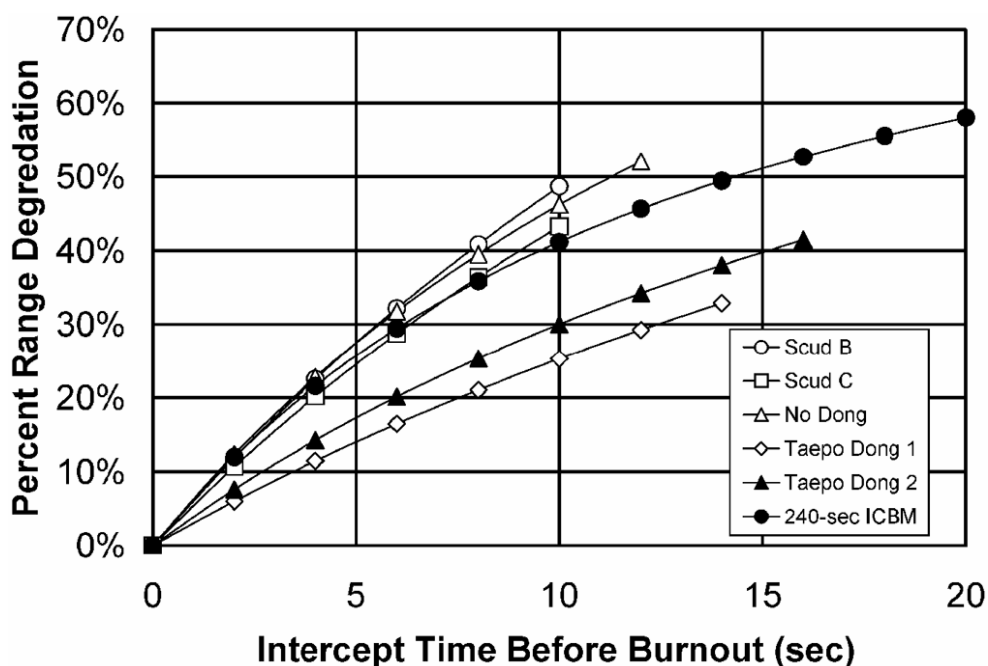


Рис.А6: Уменьшение дальности полета ракеты в зависимости от момента преждевременного отключения тяги ракеты. По оси X отложена длительность от момента перехвата до завершения АУ (с). По оси Y отложено относительное уменьшение дальности полета ракеты (в процентах). Приведены данные для шести типов ракет, указанных на вставке.

Северокорейские МБР, перехваченные более, чем за 30 с до завершения АУ, сбросят свои обломки на Сибирь. Аналогично, иранские МБР при перехвате за 25-30 с до завершения АУ, сбросят свои обломки на северную Россию или северную Европу. С учетом неопределенностей точных значений ДАУ (из-за неопределенности знания точного момента запуска, физических изменений скорости горения топлива и изменений траектории), которые нельзя оценить до запуска перехватчика для АУ, будет очень затруднительно (если вообще возможно) перехватить РБ ракеты в узком временном окне, гарантирующем, что обломки не упадут на дружескую территорию.

⁴⁹ После перехвата РБ его тяга должна быстро упасть до нуля из-за развала РБ. Результирующие силы разбросают обломки ракеты примерно в зоне, имеющей похожую на эллипс форму. На поверхности Земли обломки не упадут в одной точке. Размер этого эллипса будет зависеть от скорости, переданной разным фрагментам во время перехвата. Некоторые из обломков сгорят при входе в атмосферу. Но оставшиеся могут рассеяться по широкой площади в виде больших кусков, включающих, возможно, нетронутую полезную нагрузку. Приземление произойдет вблизи точек, указанных на рис.А7 и А8.

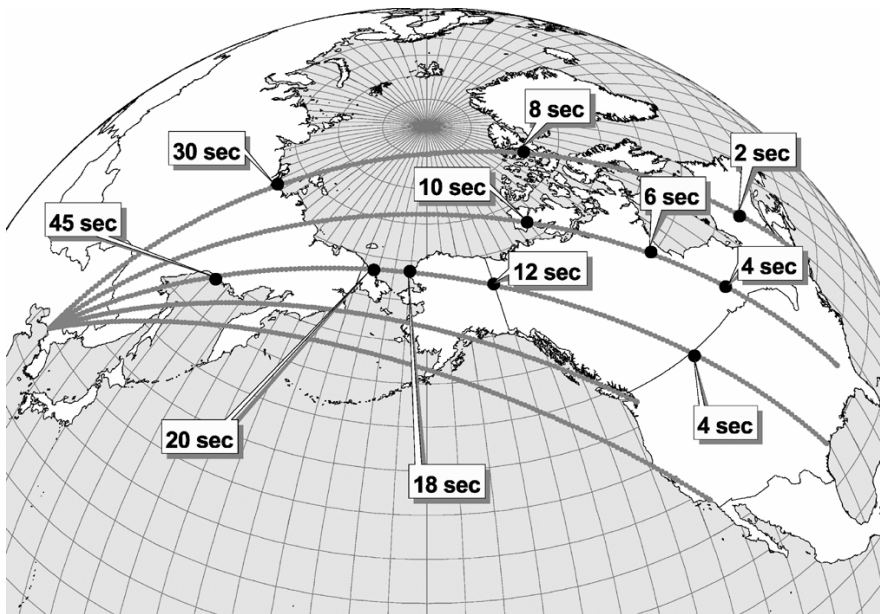


Рис.А7: Траектории северокорейских МБР, направленные на США. Точки на траектории указывают место падения ракеты, а соответствующая метка времени указывает, насколько раньше завершения АУ произошел перехват.

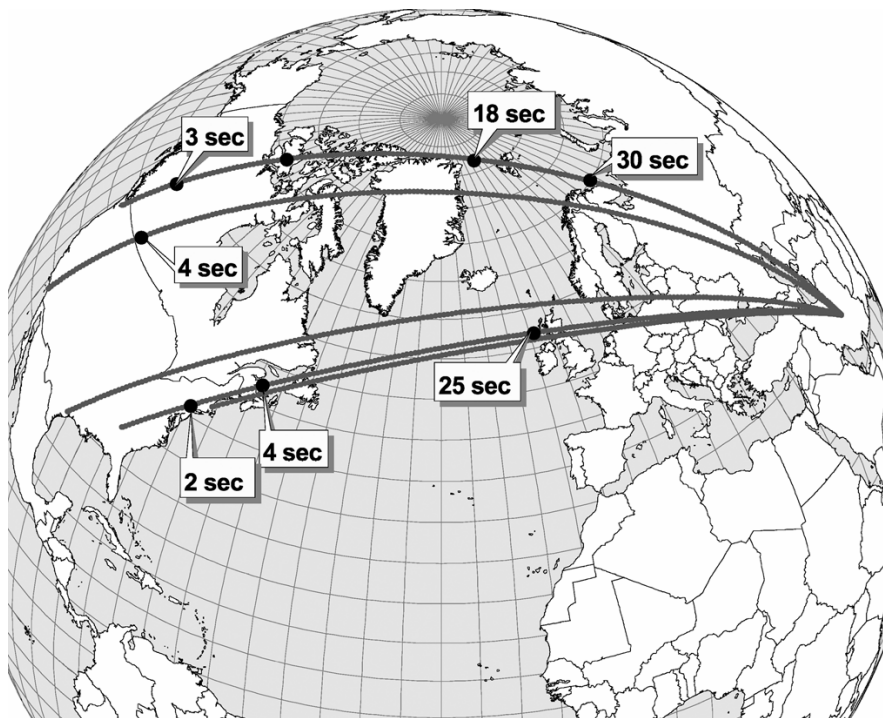


Рис.А8: Траектории иранских МБР, направленные на США. Пояснения те же, что и для рис.А7.