

ДОПОЛНЕНИЕ К СТАТЬЕ "ГИПЕРЗВУКОВОЕ РАКЕТНОЕ ПЛАНИРУЮЩЕЕ ОРУЖИЕ"

Джеймс М. Актон

Данное дополнение содержит не вошедшие в основной текст разделы и Приложения А и Б к статье Джеймса М. Актона "Гиперзвуковое ракетное планирующее оружие" (James M. Acton, "Hypersonic Boost-Glide Weapons," *Science & Global Security* 23 (2015), 191 – 219).

Дополнительную информацию можно найти в сопровождающей статье Дэвида Райта "Комментарий к статье Джеймса М. Актона "Гиперзвуковое ракетное планирующее оружие": анализ разгонного участка для испытаний гиперзвукового планера HTV-2" (David Wright, "Research Note to Hypersonic Boost-Glide Weapons by James M. Acton: Analysis of the Boost Phase of the HTV-2 Hypersonic Glider Tests," *Science & Global Security* 23 (2015), 220 – 229).

ВРЕМЕНА ТАКТИЧЕСКОГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

Для некоторых потенциальных боевых задач ракетного планирующего оружия успешное выполнение зависит от достижения тактической неожиданности, то есть атакуемое государство не должно будет получить заблаговременное предупреждение о надвигающейся атаке, чтобы принять эффективные меры противодействия¹. Например, Соединенные Штаты смогут успешно атаковать межконтинентальные баллистические ракеты Северной Кореи или китайское противоспутниковое оружие, только если приближающиеся планеры не будут обнаружены до тех пор, пока для Северной Кореи или Китая не будет слишком поздно запустить свое оружие до того, как оно будет уничтожено.

Время предупреждения зависит как от характеристик приближающегося оружия, так и от возможностей обнаружения атакуемой стороны. Для иллюстрации здесь будут рассмотрены две различные атаки:

- атака оружием большой дальности, очень похожим на летательный аппарат гиперзвуковой технологии HTV-2, на расстояние в 11 000 км (расстояние от авиабазы Ванденберг в Калифорнии до центральной части Китая). Предполагается, что аэродинамическое качество $L/D = 2,5$ и что равновесное планирование устанавливается, так же как в запланированном испытательном полете HTV-2 по маршруту "В", через 600 секунд после запуска, когда летательный аппарат будет находиться на расстоянии 4 200 км от точки запуска и будет двигаться со скоростью 6 100 м/с.
- атака оружием передового базирования с меньшей дальностью, в целом похожего на систему программы перспективного гиперзвукового оружия (АНВ), на расстояние в 3 500 км (вероятная дальность для подводной лодки США в Тихом океане для атаки цели в центральной части Китая). Аэродинамическое качество L/D снова предполагается равным 2,5, но в этом случае равновесное планирование устанавливается через 450 секунд после запуска, на расстоянии 2 500 км от точки запуска и на скорости 3 200 м/с².

Рассматриваются три разных типа системы раннего предупреждения: установленные на спутниках инфракрасные датчики, предназначенные для обнаружения факелов ракетных двигателей, радиолокаторы раннего предупреждения о нападении баллистических ракет, модифицированные радиолокаторы противовоздушной обороны, предназначенные для обнаружения приближающихся головных частей. Возможность обнаружения теплового сигнала от приближающегося планера с помощью инфракрасных детекторов, установленных на самолетах или космических аппаратах, здесь не рассматривается, но она будет изучена в дальнейшем.

В настоящее время установленные на спутниках инфракрасные датчики (называемые на американском военном жаргоне как постоянно находящиеся наверху инфракрасные датчики) используют для обнаружения запусков баллистических ракет только Соединенные Штаты. На данный момент после серии технических неисправностей не работает ни один из российских спутников раннего предупреждения, но Россия обладала возможностью раннего предупреждения космического базирования до 2014 года (хотя такая возможность в некоторые периоды времени и была ограниченной), и она заявляла о своем намерении вновь получить ее³. В средствах массовой информации сообщалось, что Китай также разрабатывает спутники раннего предупреждения⁴.

Из-за того, что ракетное планирующее оружие будет запускаться ракетой, очень похожей на баллистическую ракету дальнего действия – если не просто используемой для другой цели межконтинентальной баллистической ракетой или баллистической ракетой морского базирования, – оно может быть обнаружено с соответствующим образом расположенного спутника очень быстро после запуска; самое позднее после прохождения через любые облака, которые могут поначалу скрыть запуск. Поэтому для систем раннего предупреждения космического базирования время предупреждения будет по существу равно полному времени полета оружия. Это время может быть рассчитано из уравнения (Д.25) и оно приводится в таблице Д.1.

Альтернативным средством обнаружения приближающегося ракетного планирующего оружия может быть радиолокатор. И Соединенные Штаты, и Россия, и Китай эксплуатируют большие наземные радиолокаторы, разработанные для обнаружения головных частей ракет межконтинентальной дальности на ранних участках полета. Однако, различия между планирующими и баллистическими траекториями приводят к важным последствиям для мониторинга такими радиолокаторами. Например, аппарат НТВ-2 сконструирован для планирования на высоте 50 км, или менее, и подхода к цели на высоте 30 – 40 км. В отличие от этого, межконтинентальные баллистические ракеты достигают высот в 1 000 км и более. Вследствие этого приближающийся гиперзвуковой планер будет располагаться ниже горизонта радиолокатора – то есть быть скрытым от него из-за кривизны земной поверхности – на значительной части своей траектории, чем для баллистической ракеты. Поэтому радиолокаторы могут предупреждать об атаке ракетным планирующим оружием за гораздо меньшее время, чем об атаке баллистической ракетой.

Чтобы быть точным, расстояние l , на котором приближающаяся к радиолокатору головная часть поднимается над горизонтом и входит в его поле зрения, равно

$$l = kr_e \left(-\theta + \sqrt{\theta^2 + 2h/kr_e} \right) \quad (Д.1)$$

где h – высота полета головной части, θ – угол возвышения радиолокатора (в радианах), k – безразмерная константа, и r_e – радиус Земли. С чисто геометрической точки зрения k должно быть равно единице. Однако, поправки первого порядка из-за дифракции приводят к $k = 4/3^5$. Если радиолокатор является достаточно мощным для того, чтобы обнаружить приближающуюся головную часть на расстоянии l , то дальнейшее увеличение мощности радиолокатора не повысит расстояния обнаружения. В этом случае "ограничения горизонтом" время предупреждения равно времени между моментом прохождения головной части через горизонт радара и моментом достижения цели.

Вообще говоря, l увеличивается при уменьшении θ . Однако, если θ становится слишком малым, то сигнал может "затеряться" в помехах от земной поверхности. Верхний и нижний пределы θ для современного радиолокатора раннего предупреждения можно оценить по данным из заключения о воздействии на окружающую среду по работам в области национальной противоракетной обороны США, подготовленного Агентством противоракетной обороны США. Согласно этому документу, радиолокатор раннего предупреждения "Pave Paws" может быть направлен под углом 3° над горизонтом, что определяет верхний предел для θ .⁶ Однако, нижняя граница диаграммы направленности расположена примерно на один градус ниже своего центра, так что нижний предел θ равен 2° . Используя уравнение (Д.1) с $\theta = 3^\circ$ и $h = 30$ км, можно оценить нижний предел для дальности обнаружения планера как 400 км. Положив $\theta = 2^\circ$ и $h = 40$ км, можно оценить верхний предел как примерно 600 км. Используя промежуточное значение $l = 500$ км и предполагая, что радиолокатор располагается в 500 км перед целью, можно рассчитать времена предупреждения с помощью уравнения (Д.25); эти значения приведены в таблице Д.1.

Таблица Д.1. Время предупреждения в минутах для атак ракетным планирующим оружием для различных систем раннего предупреждения. Предполагается, что радиолокаторы расположены в 500 км перед целью.

	Атака НТВ-2 на 11 000 км	Атака АНВ на 3 500 км
Спутник раннего предупреждения	37	14
Радиолокатор раннего предупреждения о ракетной атаке	7	7
Обзорный радиолокатор противовоздушной обороны	4	4

Наконец, для обнаружения приближающегося ракетного планирующего оружия можно будет попытаться использовать менее мощный радиолокатор противовоздушной обороны. В этом случае расстояние обнаружения будет зависеть от эффективной площади отражения σ приближающейся головной части. Если способ-

ность обнаружения радиолокатора ограничивается его мощностью, а не горизонтом, то расстояние обнаружения будет определяться из:

$$l = R_0 \sigma^{1/4} \quad (\text{Д.2})$$

где R_0 – нормативная дальность радиолокатора, представляющая дальность обнаружения объекта с эффективной площадью отражения $\sigma = 1 \text{ м}^2$. Эффективная площадь отражения головной части зависит как от ее формы, так и от длины волны λ излучения радиолокатора. Поскольку форма американских гиперзвуковых планеров засекречена, точный расчет невозможен. Однако, поскольку планер АНВ имеет коническую форму, его эффективная площадь отражения при наблюдении спереди предположительно аналогична эффективной площади головной части, для которой при соответствующих длинах волн $\sigma = 0,1\lambda^2$.⁷ Для обзорного радиолокатора, работающего на частоте около 1 ГГц (в нижней части L-диапазона), эффективная площадь отражения планера АНВ поэтому приблизительно равна $0,01 \text{ м}^2$. Для планера НТВ-2 можно предположить такое же значение, даже если он не имеет осевой симметрии, поскольку дальность обнаружения l слабо зависит от σ , и даже грубое приближение эффективной площади отражения может привести к разумной аппроксимации дальности обнаружения.

Используя уравнение (Д.2) с $\sigma = 0,01 \text{ м}^2$, можно получить, что современный радиолокатор противовоздушной обороны с $R_0 = 300 \text{ км}$ сможет обнаружить приближающийся планер на расстоянии около 100 км .⁸ Полученные времена предупреждения приведены в таблице Д.1 (снова в предположении, что радиолокатор расположен в 500 км впереди цели).

Значения, приведенные в таблице Д.1, иллюстративны, и могут изменяться в зависимости от местоположений цели и радиолокаторов, а также точной траектории атакующего оружия. Интересны не сами по себе точные значения, а то, насколько различными могут быть времена предупреждения. Например, при использовании оружия дальнего действия, базирующегося в континентальной части Соединенных Штатов, против опытного противника с системой раннего предупреждения космического базирования, предупреждение об атаке может иметь военное значение⁹. Эта слабость уменьшает ценность приобретения ракетного планирующего оружия для угрозы китайским противоспутниковым системам или противокорабельным баллистическим ракетам, поскольку Пекин, вероятно, сможет развернуть спутники раннего предупреждения до того, как Соединенные Штаты смогут развернуть ракетное планирующее оружие. Применение ракетного планирующего оружия передового базирования с меньшей дальностью в этом сценарии может существенно уменьшить время предупреждения – но такой сценарий все еще будет предельным случаем, который Министерству обороны США придется исследовать более детально, если оно будет заинтересовано в приобретении системы АНВ, или подобной ей, для применения против Китая. Напротив, противник, имеющий в своем распоряжении только радиолокационную технологию, вряд ли получит полезное тактическое предупреждение об атаке ракетным планирующим оружием. Поэтому таблица Д.1 помогает иллюстрировать два основных пункта, относящихся к ракетному планирующему оружию: что его военная эффективность зависит от сценария, и что различные типы оружия обладают своим собственным специфическим набором сильных и слабых сторон.

АТАКА ЗАЩИЩЕННЫХ И ГЛУБОКО ЗАГЛУБЛЕННЫХ ЦЕЛЕЙ

Глубина проникновения

Неядерный боеприпас заглабляющего типа (пенетратор) по существу состоит из боеголовки с взрывчаточным веществом, защищенной металлическим корпусом. Для того, чтобы разрушить подземное сооружение, пенетратор перед взрывом должен будет пройти сквозь грунт внутрь цели (или по крайней мере, очень близко к ней). Этот механизм поражения отличается от способа действия ядерных боеприпасов для поражения заглабленных целей. Им не нужно взрываться рядом с целью; вместо этого их взрыв создает сильную ударную волну, распространяющуюся в грунте на расстояние от разрушаемой цели, которое может достигать сотен метров.

На основании экспериментальных данных в Национальных лабораториях Сандия был разработан широко используемый набор формул, который связывает глубину проникновения D_p со скоростью пенетратора при ударе v_p . Для пенетратора с $v_p > 61 \text{ м/с}$, ударяющего по твердому скальному грунту или бетону, соответствующая формула в единицах системы СИ такова¹⁰:

$$D_p = 0.000018SN \left(m_p / A_p \right)^{0.7} \left(v_p - 30.5 \right) \quad (\text{Д.3})$$

где S – безразмерная величина, представляющая проницаемость мишени, N – безразмерная величина, которая зависит от формы носовой части penetrатора, m_p – его масса, и A_p – площадь его поперечного сечения. Этот результат перестает быть верным, когда v_p становится настолько большим, что при ударе начинается пластическая деформация penetrатора; при таких скоростях глубина проникновения D_p начинает уменьшаться¹¹. Поэтому существует оптимальная скорость удара, при которой глубина проникновения достигает максимума. Эта скорость зависит от предела текучести оболочки penetrатора, и для современных материалов она лежит в пределах от 1 000 до 2 000 м/с.¹²

Сообщается, что скорость современных бомбовых penetrаторов может достигать от 460 до 500 м/с, что значительно ниже оптимальной скорости для максимальной глубины проникновения¹³. Напротив, ракетное планирующее оружие может доставить penetrатор на оптимальной скорости. Более того, планерам обычно придется уменьшать свою крейсерскую скорость, чтобы предотвратить разрушение penetrатора при столкновении.

Учитывая количество неизвестных в уравнении (Д.3), продуктивным способом исследования эффективности гипотетического ракетного планирующего penetrатора является оценка его эффективности относительно других боеприпасов заглабляющегося типа, которыми сейчас обладают Соединенные Штаты. Такой подход не только удобен математически; он полезен также в политической перспективе, потому что он фокусирует внимание на пределах, в которых ракетное планирующее оружие может дополнить существующие возможности Соединенных Штатов. Предполагая, что два различных penetrатора (обозначаемых индексами 1 и 2) имеют одинаковую форму носовых частей, из уравнения (Д.3) можно получить, что их относительная эффективность – то есть, отношение их глубин проникновения – определяется выражением:

$$\frac{D_p^{(1)}}{D_p^{(2)}} = \left(\frac{m_p^{(1)} / A_p^{(1)}}{m_p^{(2)} / A_p^{(2)}} \right)^{0.7} \frac{v_p^{(1)} - 30.5}{v_p^{(2)} - 30.5} \quad (Д.4)$$

Наиболее эффективным боеприпасом заглабляющегося типа, которым сейчас обладают Соединенные Штаты, является корректируемая противобункерная бомба GBU-57 (или "Massive Ordnance Penetrator"). Сообщают, что она способна пробивать 20 метров железобетона, хотя независимого подтверждения этому сообщению нет¹⁴. Сообщенные данные о массе, длине (L_p) и радиусе (r_p) этого боеприпаса показаны в таблице Д.2, вместе с его отношением массы к поперечной площади и средней плотностью (ρ_p), рассчитанными в предположении цилиндрической формы. Сообщалось также, что бомба GBU-57 снаряжена 2 400 кг взрывчатого вещества.

Таблица Д.2. Свойства трех различных боеприпасов заглабляющегося типа: GBU-57, GBU-28 и гипотетического оружия, доставляемого ракетным планером. Все величины определены в тексте. Источники данных по GBU-57 и GBU-28: GBU-57A/B Massive Ordnance Penetrator (MOP)," Jane's Air-Launched Weapons (IHS Global, February 25, 2013); GBU-28 Paveway III and Enhanced Paveway III," Jane's Air-Launched Weapons (IHS Global, February 27, 2013).

	GBU-57	GBU-28	Ракетный планирующий penetrатор
m_p (кг)	13 600	2 075	1 250 ± 250
L_p (м)	6,25	5,824	5,0 ± 0,5
r_p (м)	0,4	0,185	0,16 ± 0,02
ρ_p (кг/м ³)	4 300	3 300	3 100 ± 1 200
m_p/A_p (кг/м ²)	27 000	19 000	15 400 ± 5 600
v_p (м/с)	480 ± 20	480 ± 20	1 100 ± 100

Любые оценки характеристик гипотетического ракетного планирующего penetrатора неизбежно подвержены большим неопределенностям. Анализ полей падения для испытательных полетов системы HTV-2, представленный в сопровождающей статье Дэвида Райта, позволяет предположить, что масса планера HTV-2 примерно равна 1 000 кг. Для анализа массы планера ANW данных недостаточно¹⁵.

В любом случае, если технология ракетного планирующего оружия будет успешно разработана, то окажется возможным запускать планеры значительно тяжелее HTV-2, получая увеличенную массу за счет со-

кращения скорости на входе в атмосферу (и, следовательно, уменьшения дальности). Очевидно, что ракета-носитель "Minotaur IV Lite" способна нести полезную нагрузку тяжелее 1 000 кг. Согласно оценке воздействия на окружающую среду для программы использования HTV-2 в военных целях, или неядерной ударной ракеты (ныне прекращенной программы "Conventional Strike Missile"), на ракете-носителе "Minotaur IV Lite" можно разместить полезную нагрузку с максимальной массой 1 500 кг и максимальной длиной 6,1 м¹⁶. В руководстве пользователя семейства ракет "Minotaur" указывается, что при запуске по баллистической траектории с дальностью 6 600 км максимальная полезная нагрузка составляет 3 000 кг¹⁷. Очевидно, что не вся масса планера приходится на боеголовку, но кажется разумным предположить, что масса ракетного планирующего пенетратора может быть равна $1\,250 \pm 250$ кг, из которых 15% или 190 кг приходится на взрывчатое вещество, а его длина может составлять $5,0 \pm 0,5$ м.

Радиус ракетного планирующего пенетратора, имеющего такое же отношение массы к площади, как у GBU-57, должен быть равным примерно 0,12 м. Такой тонкий пенетратор кажется неподходящим по нескольким причинам. Во-первых, средняя плотность такого пенетратора должна быть равной $5\,400$ кг/м³, что намного больше средней плотности известных устройств, и что кажется недостижимым из-за необходимости включения в конструкцию взрывчатого вещества, плотность которого невелика. Во-вторых, для такого тонкого пенетратора возникнет риск изгиба при ударе, что серьезно уменьшит его эффективность. Полезной точкой отсчета здесь может служить GBU-28, боеприпас заглубляющегося типа, имеющий примерно такую же массу, как и ракетный планирующий пенетратор, содержащий примерно такую же массу взрывчатого вещества. Как показано в таблице Д.2, его радиус равен 0,185 м, а средняя плотность – $3\,300$ кг/м³.

На основании этих базовых сведений, нижняя граница радиуса ракетного планирующего пенетратора предполагается равной $r_p = 0,14$ м, в предположении того, что его средняя плотность будет такой же, как у GBU-57. Далеко не очевидно, что удастся сконструировать такой пенетратор. Верхний предел $r_p = 0,185$ м получается из предположения, что ракетный планирующий пенетратор будет иметь такой же радиус, что и GBU-28. На деле, даже такой верхний предел кажется излишне оптимистичным, поскольку большая скорость ракетного планирующего пенетратора может потребовать большей толщины корпуса, чем у GBU-28. Полученная оценка $r_p = 0,16 \pm 0,02$ м и другие характеристики гипотетического ракетного планирующего пенетратора, которые могут быть непосредственно вычислены из m_p , r_p и L_p , также показаны в таблице Д.2.

Используя уравнение (Д.4), приведенные в таблице значения и обычную методику комбинирования неопределенностей, была получена оценка того, что ракетный планирующий пенетратор способен проникнуть глубже, чем GBU-57, в $1,5 \pm 0,4$ раза. Очевидно, что неопределенность относительно велика (что неизбежно из-за того, что приходится оценивать большое количество переменных). Тем не менее, представляется, что ракетный планирующий пенетратор нарастит возможности США.

Однако, этот вывод следует дополнить тремя существенными оговорками. Во-первых, лежащие в его основе положения требуют дополнительного внимательного изучения. Во-вторых, строительство глубоких туннелей в твердых скальных породах – далеко за пределами возможностей любого правдоподобного неядерного пенетратора – сравнительно дешево. Непонятно, однако, сколько важных целей расположено слишком глубоко для их уничтожения GBU-57, но достаточно неглубоко, чтобы их можно было достичь ракетным планирующим пенетратором. В третьих, для успешного применения любых боеприпасов заглубляющегося типа необходима очень точная разведывательная информация о местоположении и планировке цели (если только она не настолько мала, что такая планировка несущественна). Требуется также подробная информация о составе и структуре окружающего цель материала, поскольку в некоторых средах траектория пенетратора может быть искривленной (в особенности, если удар по цели является косым)¹⁸. Эти проблемы для ракетного планирующего пенетратора могут быть более острыми, чем для GBU-57, поскольку в нем содержится намного меньше взрывчатого вещества, и взрывная волна будет существенно менее сильной.

Живучесть шахт

Ракетные шахты составляют набор подземных целей с точно известными местоположениями. Российские эксперты и официальные лица неоднократно выражали опасение, что их ядерные силы могут оказаться уязвимыми для американского неядерного оружия¹⁹. Эти опасения многогранны и относятся к множеству типов потенциальных вооружений, включая кумулятивные заряды, доставляемые крылатыми ракетами²⁰. Однако, вооружения программы "Неядерного быстрого глобального удара" (CPGS) вызвали особое опасение, в особенности в последние месяцы²¹.

Относительно подробное описание шахт для ракет SS-18 в Казахстане, разоруженных после падения Советского Союза, можно найти в отчете, опубликованном Агентством по сокращению военной угрозы США в 2000 году. Согласно этому отчету, радиус труб этих шахт равен 2,95 м, и они защищены крышками толщиной

"порядка одного метра", состоящими из бетона внутри металлической оболочки²². Учитывая, что пенетраторы могут пройти через слой железобетона, значительно превышающий 1 метр, весьма вероятно, что в случае прямого попадания в крышку шахты пенетратор пройдет через нее насквозь и уничтожит межконтинентальную баллистическую ракету внутри шахты (хотя влияние металлической оболочки крышки следует рассмотреть дополнительно). Если боеприпас не попадет в крышку шахты, он все еще может разрушить межконтинентальную баллистическую ракету внутри, проникнув в окружающую структуру, взорвавшись и создав достаточно большой кратер, чтобы разрушить внутренность шахты.

Правильное моделирование этого процесса, очевидно, является сложной задачей, не в последнюю очередь потому, что шахта представляет собой сложную неоднородную структуру, состоящую из бетона, металла, заполняющего грунта и скального основания. Однако, проблему можно будет упростить, обращая основное внимание на материал, непосредственно примыкающий к трубе шахты, который в основном является либо бетоном (до глубины в 7 м), либо скальной породой (под бетоном)²³. Предсказание размера кратера в таком материале теоретически сложно. Однако, доступны два ограниченных, но имеющих отношение к данной проблеме, набора эмпирических данных по двум экспериментам по образованию кратеров обычными взрывчатыми веществами ("Buckboard" и "Pre-Schooner"), проведенных в 1960-х годах как часть широкой исследовательской программы по ядерным взрывам в мирных целях²⁴. Эти эксперименты позволяют предположить, что максимальный размер кратера R^* и оптимальная глубина взрыва D^* связаны с мощностью взрыва Y соотношениями:

$$R^* = 45Y^{1/3.4} \quad D^* = 50Y^{1/3.4} \quad (Д.5)$$

где R^* и D^* выражены в метрах, а Y – в килотоннах тротилового эквивалента.

В предположении, что в ракетном планирующем пенетраторе в качестве взрывчатого вещества используется тритонал, высвобождающий при взрыве на 7% больше энергии, чем тринитротолуол²⁵, взрыв образует кратер с радиусом $R^* = 4$ м, если он происходит на глубине $D^* = 4$ м (что вполне достижимо). Для сравнения, взрыв GBU-57 образует больший кратер с радиусом $R^* = 8$ м, если он происходит на глубине $D^* = 9$ м (что также вполне достижимо). Если предположить далее (несколько произвольно), что этот кратер должен заходить на 1 м в трубу шахты, чтобы гарантировать разрушение ракеты, то тогда радиус поражения (расстояние, на которое пенетратор может отклониться от центра шахты, все еще обеспечивая разрушение ракеты) будет равен $r_k = 6$ м для ракетного планирующего пенетратора и $r_k = 10$ м для GBU-57. В свою очередь, вероятность поражения p_k связана с r_k соотношением:

$$p_k = 1 - \exp\left(-\left(r_k^2 \ln 2\right) / \sigma_c^2\right) \quad (Д.6)$$

где σ_c – круговое вероятное отклонение атакующего боеприпаса, то есть, радиус круга, в который боеприпас попадет с вероятностью 50%. На рисунке (Д.1) показана зависимость p_k от σ_c для ракетного планирующего пенетратора и GBU-57.

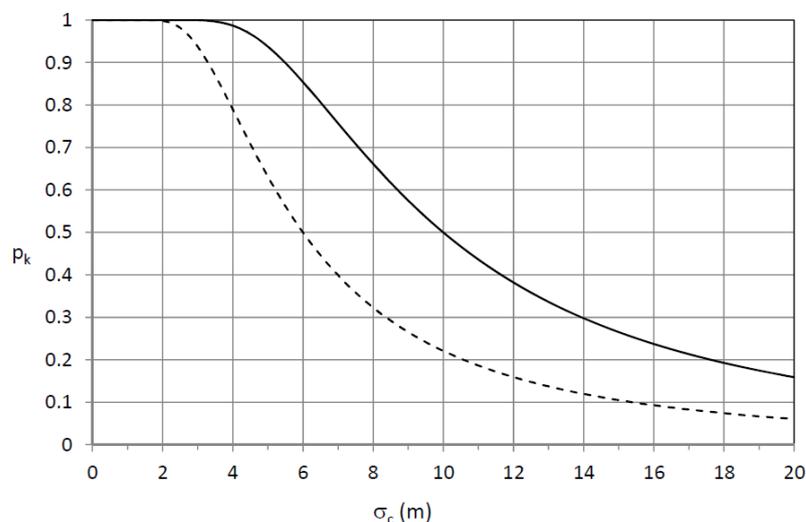


Рисунок Д.1. Зависимость вероятности поражения p_k от кругового вероятного отклонения σ_c для ракетного

планирующего пенетратора и GBU-57.

Очевидно, что эти вычисления являются довольно приближенными. Тем не менее, несмотря на значительные неопределенности в r_k , можно сделать два вывода общего порядка. Во-первых, из рисунка Д.1 следует, что хотя корректируемая противобункерная бомба GBU-57 и ракетный планирующий пенетратор обладают сравнимыми точностями, GBU-57 представляет большую угрозу для шахт. Во-вторых, чтобы правдоподобно угрожать российским шахтам, каждое оружие должно иметь круговое вероятное отклонение порядка нескольких метров.

Даже если полученные результаты будут подтверждены более точными вычислениями, рамки, в которых боеприпасы заглубляющегося типа будут представлять правдоподобную угрозу для шахт, все еще остаются предметом дискуссий. Хотя точности в несколько метров могут быть достигнуты с помощью навигационной системы GPS при оптимальных условиях, это может оказаться сложным в военное время, когда Россия предположительно постарается заглушить сигналы американской системы GPS (и Соединенные Штаты примут меры противостояния глушению). Можно будет также переделать шахты таким образом, чтобы подлетающие пенетраторы отклонялись от ракеты или даже рикошетировали от угловых конструкций на поверхности²⁶. Россия может также постараться защитить свои шахты оборонительными системами конечного участка, что снова поднимает поставленные ранее вопросы выживаемости ракетного планирующего оружия (которые должны будут замедлять свою крейсерскую скорость для доставки боеприпасов заглубляющегося типа), и новые вопросы живучести малозаметных самолетов, включая бомбардировщик B-2, который в настоящее время является единственным самолетом, способным доставлять противобункерную бомбу GBU-57. Более того, вопрос живучести шахт не связан только с чисто техническими вопросами; имеются также политические решения, которые надо будет принимать. Например, должна ли будет Россия в мирное время опасаться первого удара неядерным оружием ("грома среди ясного неба")? Если это так, то будет ли Москва беспокоиться о том, что ее оборона не будет находиться в боевой готовности во время такого удара? Кроме того, что означает "правдоподобно" угрожать шахте? Американские и российские вполне могут расходиться во мнениях о том, насколько велика должна быть вероятность поражения неядерным оружием, чтобы создать реалистичную угрозу шахте.

Наконец, несомненно, что успешная атака на российские межконтинентальные ракеты шахтного базирования мало чего достигнет, если Соединенные Штаты не смогут также уничтожить другие ядерные силы России, включая мобильные межконтинентальные ракеты, баллистические ракеты на подводных лодках, и тяжелые бомбардировщики. Учитывая относительно низкий уровень боевой готовности российских подводных лодок – до сих пор не похоже, что они возобновили непрерывное сдерживающее патрулирование, несмотря на то, что они планировали сделать это²⁷ – вместе с очевидным лидерством США в противолодочной борьбе, российские автомобильные межконтинентальные ракеты, вероятно, являются наиболее живучей составляющей ее ядерных сил.

Атака рассредоточенных мобильных ракет

Понимание способности ракетного планирующего оружия подвергать риску мобильные цели важно в нескольких аспектах. Во-первых, как Россия, так и Китай, обеспокоены, несмотря на уверения США в противоположном, тем, что такое оружие может быть нацелено на их мобильные баллистические ракеты с ядерным оружием²⁸. Во-вторых, вопрос о возможности приобретения оружия неядерного быстрого глобального удара (CPGS) для угрозы двум видам неядерных возможностей Китая – его противоспутниковому оружию и его системам преграждения доступа и блокирования зоны – поднимался как высшими должностными лицами, так и в важных правительственных документах²⁹. Противоспутниковые возможности Китая базируются на оружии прямого выведения, установленном на мобильных носителях³⁰. Его возможности преграждения доступа и блокирования зоны предназначены для препятствования входу американских сил в западную часть Тихого океана во время конфликта и для ограничения их свободы перемещения на театре военных действий. Эти системы включают неядерные мобильные баллистические ракеты, такие, как DF-21C для атаки наземных целей и противокорабельные ракеты DF-21D. И, наконец, Соединенные Штаты явным образом заявляли, что оружие немедленного глобального удара (CPGS) может быть приобретено для нацеливания на ядерные баллистические ракеты в Северной Корее, и, возможно, в будущем, в Иране³¹.

Вообще говоря, есть два способа атаки мобильной ракеты: подождать, пока она остановится, или атаковать ее во время движения. Последний способ более предпочтителен, но он накладывает большие требования к разведке, наблюдению и рекогносцировке, а также требует того, чтобы подлетающее оружие могло принимать в полете корректировку координат цели. В любом случае, вероятно, что в местоположении цели появится некоторая неопределенность – хотя такая неопределенность будет определено большей в случае

движущейся цели. Эта неопределенность характеризуется ошибкой целевого местоположения σ_t , которая может быть определена, аналогично круговому вероятному отклонению, радиус круга, в котором цель будет находиться с вероятностью 50%. Величина σ_t зависит как от характеристик движения цели, так и от эффективности системы разведки, наблюдения и рекогносцировки атакующей стороны. Однако, в предположении, что ошибки местоположения цели и точки падения атакующего оружия являются некоррелированными гауссовскими переменными, требование к эффективности атакующего оружия можно записать в виде:

$$r_k \gg \sqrt{\sigma_c^2 + \sigma_t^2} \quad (Д.7)$$

где, как и ранее, σ_c означает круговое вероятное отклонение, а r_k – его радиус поражения. Остальная часть этого раздела посвящена оценке r_k для ракетного планирующего оружия.

Планы превращения планера НТВ-2 в оружие предусматривали его оснащение кассетной боевой частью с общей массой 390 кг, содержащей от 70 до 90 кг взрывчатого вещества и "несколько тысяч разбрасываемых осколков, каждый из которых не превышает нескольких сантиметров в диаметре"³². В таком типе оружия взрывчатое вещество подрывается незадолго до удара о поверхность для того, чтобы создать расширяющееся облако осколков. Эти осколки предназначаются для поражения цели благодаря своей кинетической энергии (само взрывчатое вещество не играет непосредственной роли в нанесении повреждения). Изменение высоты подрыва взрывчатого вещества изменяет размер области поражения оружия на земной поверхности. Очевидно, что большой размер этой области желателен для компенсации неопределенности в местоположении мобильной цели. Однако, увеличение размера поражаемой области уменьшает плотность распределения осколков, увеличивая вероятность того, что, несмотря на перекрытие цели этой областью, ни один из осколков не поразит цель³³. Поэтому при выборе размеров области поражения требуется компромисс.

При размещении кассетной боеголовки на ракетном планирующем оружии кинетическая энергия осколков может быть исключительно большой. Например, если на боеголовке имеется 4 000 осколков с общей массой 300 кг, и если боеприпас достигает цели со скоростью "всего лишь" в 2 000 м/с, то кинетическая энергия каждого осколка будет равна 150 000 Дж³⁴. Для сравнения, для нанесения тяжелого повреждения самолету достаточно осколка с энергией 20 000 Дж³⁵. Поэтому энергия в 150 000 Дж представляется более, чем достаточной для проникновения через оболочку ракеты и любой защитный контейнер, если только он защищен толстой броней (что можно считать маловероятным, учитывая связанные с мобильностью весовые ограничения).

Здесь предполагается, что баллистическая ракета может быть эффективно выведена из строя при одином попадании осколка в ее двигатель. Возможны различные режимы неисправности. Например, твердотопливные двигатели могут стать неисправными при появлении трещин или пустот в блоках топлива – именно повреждения такого рода могут быть нанесены осколками. В качестве альтернативы, утечка газов через отверстие в корпусе может вывести ракету из-под контроля, как это случилось в некоторых испытательных пусках ракет "Minuteman I" и "Minuteman II" после неисправности, вызванной случайным выпуском газа через крышки в корпусе ракеты³⁶.

В таком случае можно непосредственно обобщить представленный ниже метод для учета требования повреждения, большего, чем прямое попадание по крайней мере одной частицы. В самом деле, требования США могут быть более жесткими, в особенности, если атакуемые ракеты несут ядерное оружие. Например, во время холодной войны американские планы ядерной войны требовали, чтобы советские мобильные ракеты были перевернуты (хотя это требование могло скорее относиться к облегчению оценки боевых повреждений, чем к уничтожению ракеты как таковой)³⁷.

Двигатель атакуемой ракеты моделируется здесь как цилиндр длиной a и диаметром b . Предполагается, что кассетная боевая часть, содержащая N_p осколков, образует на земной поверхности круговую область поражения радиусом r_w . Вероятность того, что ракета будет поражена по крайней мере одним осколком, обозначается через $P(r_w, d_m)$, где d_m – величина промаха, то есть расстояние между центром ракеты и центром области поражения боеприпаса. Как показано на рисунке Д.2, площадь перекрытия между областью поражения и ракетой обозначается через $A_o(r_w, d_m, \alpha)$, где α – угол между длинной осью ракеты и линией, соединяющей центр ракеты с центром области поражения боеприпаса.

Если площадь области поражения намного больше площади ракеты, и если осколки равномерно распределены по области поражения, то тогда число осколков, попадающих в ракету, будет представлено случайной переменной, подчиняющейся распределению Пуассона. Среднее значение этого распределения $\lambda(r_w, d_m)$ равно:

$$\lambda(r_w, d_m) = N_p \frac{\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha}{\pi r_w^2} \quad (Д.8)$$

где $\langle \dots \rangle_\alpha$ обозначает среднее по α . В предположении, что промах равновероятен в любом направлении $\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha$ будет равно:

$$\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\alpha A_o(r_w, d_m, \alpha) \quad (Д.9)$$

Учитывая, что количество осколков, попадающих в ракету, можно моделировать с помощью распределения Пуассона, вероятность того, что в ракету не попадет ни один осколок, равна $\exp[-\lambda(r_w, d_m)]$, откуда следует, что:

$$\Pi(r_w, d_m) = 1 - \exp[-\lambda(r_w, d_m)] \quad (Д.10)$$

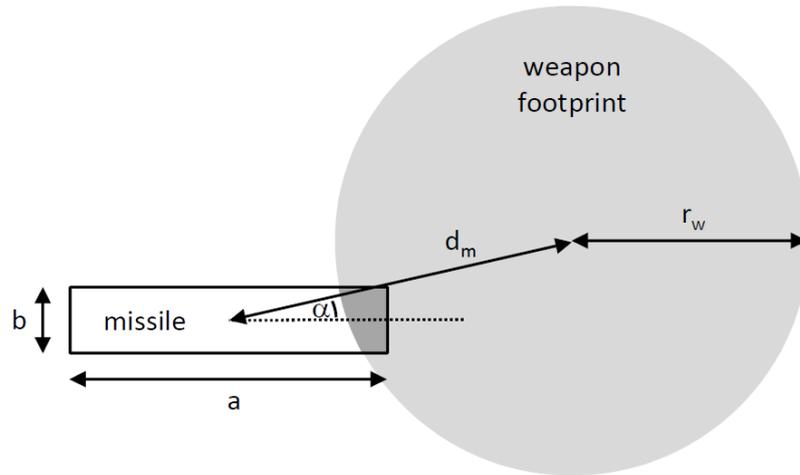


Рисунок Д.2. Схема использования кассетной боевой части в атаке мобильной ракеты. Область, выделенная темно-серым цветом – это область перекрытия между областью поражения и ракетой, $A_o(r_w, d_m, \alpha)$. Прочие величины определены в тексте.

Вообще говоря, величина $\Pi(r_w, d_m)$ рассчитывается численно. Однако, она может быть вычислена алгебраически в двух предельных случаях. Во-первых, если расстояние промаха достаточно мало, чтобы $d_m \leq d_m^+$, где

$$d_m^+ = r_w - \sqrt{\frac{a^2}{4} + \frac{b^2}{4}} \quad (Д.11)$$

то тогда ракета полностью находится внутри области поражения атакующего боеприпаса для всех α и $\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha$ будет равно ab . В этом случае $\Pi(r_w, d_m)$ принимает свое максимальное значение, которое обозначаемое как $\Pi^{(\max)}$, которое задается уравнением:

$$\Pi^{(\max)} = 1 - \exp\left(-\frac{N_p ab}{\pi r_w^2}\right) \quad (Д.12)$$

Этот результат может быть использован для выбора r_w , обеспечивающего, чтобы плотность частиц в облаке осколков была достаточно большой для того, чтобы в том случае, когда атакующее оружие промахивается мимо цели только на малое расстояние, вероятность поражения достигала своего желаемого значения.

Если d_m становится больше d_m^+ , то цель не будет находиться в области поражения боеприпаса при всех углах α (как в сценарии, показанном на рисунке Д.2), и $A_o(r_w, d_m, \alpha)$ и $\Pi(r_w, d_m)$ будут уменьшаться. Они обратятся в ноль, когда атакующий боеприпас промахнется мимо ракеты на расстояние $d_m \geq d_m^+$, где

$$d_m^+ = r_w + \sqrt{\frac{a^2}{4} + \frac{b^2}{4}} \quad (\text{Д.13})$$

так что ракета не будет перекрываться с областью поражения при любом угле α .

В качестве примера рассмотрим попытку уничтожения мобильной ракеты с цилиндрическим двигателем, для которого $a = 14$ м и $b = 1,5$ м. Рисунок Д.3 показывает, как r_w зависит от N_p для трех конкретных значений $\Pi^{(\max)}$. Например, Если кассетная боевая часть содержит 4 000 осколков, и требуется значение $\Pi^{(\max)}$ (что представляется необходимым, если атакуемая ракета снабжена ядерной боеголовкой), то тогда радиус области поражения должен быть равен 94 м.

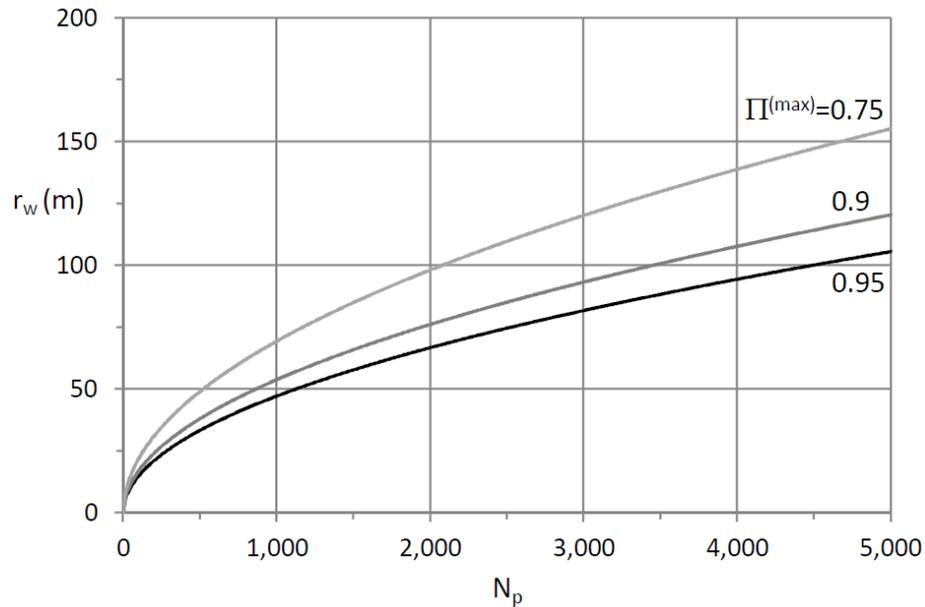


Рисунок Д.3. График области поражения кассетной боевой части r_w (в м), необходимой для достижения вероятности поражения на малых расстояниях промаха, от количества осколков в боеприпасе N_p .

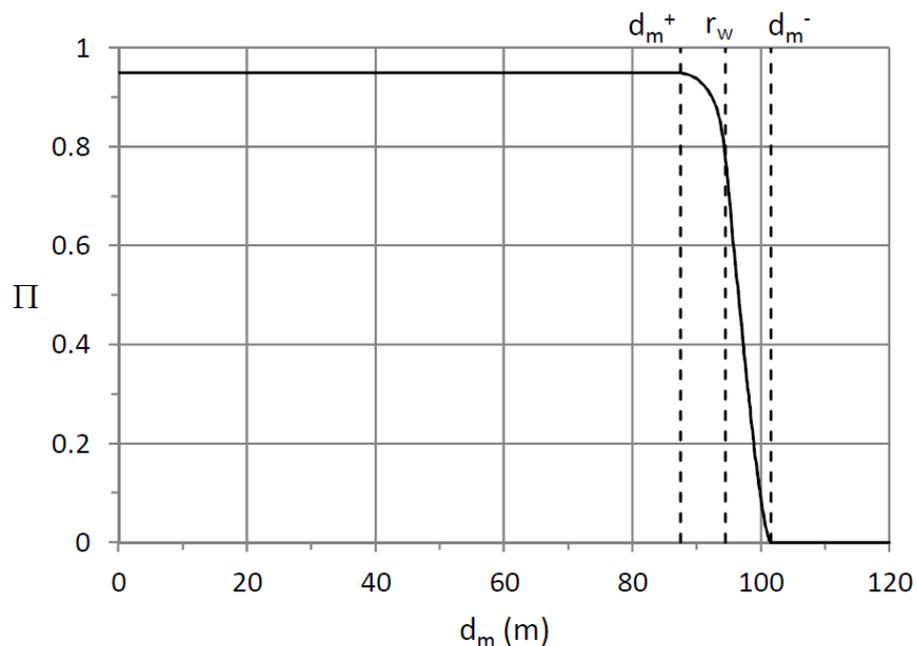


Рисунок Д.4. Зависимость вероятности поражения кассетной боевой частью Π от расстояния промаха d_m (в м). Атакующий боеприпас содержит $N_p = 4\,000$ осколков и радиус его области поражения составляет $r_w = 94$ м. Длина атакуемой ракеты равна $a = 14$ м, а ее диаметр равен $b = 1,5$ м. Другие величины определены в основном тексте ().

Для этих значений $N_p = 4\,000$ и $r_w = 94$ м на рисунке Д.4 показано, как вероятность поражения зависит от

расстояния промаха, численно рассчитанного по уравнению (Д.10) с помощью программного пакета Mathematica. Когда расстояние промаха d_m будет меньше, чем $d_m^* = 87$ м, вероятность поражения принимает свое максимальное значение $\Gamma^{(\max)} = 0,95$. Затем она начинает уменьшаться, в относительно узком интервале, и обращается в нуль, когда расстояние промаха станет больше, чем $d_m^* = 102$ м. Из кривой на рисунке Д.4 можно определить радиус поражения, соответствующий значениям вероятности поражения, меньшим, чем $\Gamma^{(\max)} = 0,95$; например, при вероятности поражения 0,9 радиус поражения будет равен 92 м, то есть, несколько меньше, чем r_w .

Для сравнения, если ракетное планирующее оружие будет снабжено фугасной боеголовкой, содержащей 300 кг очень мощного взрывчатого вещества (эквивалентного, скажем 500 кг тринитротолуола), то ее взрыв создаст на расстоянии 90 м избыточное давление, равное всего лишь 1 фунту на квадратный дюйм ($6\,900 \text{ Н/м}^2$)³⁸. Избыточное давление такой величины, вероятно, будет недостаточным для вывода мобильной ракеты из строя³⁹. Поэтому представляется, что ракетное планирующее оружие будет более эффективно проводить атаки мобильных ракет, если оно будет оборудовано кассетной боевой частью, а не фугасной боеголовкой; это может объяснить, почему Пентагон планирует вооружать ими неядерные ударные ракеты. Однако, эффективность боеприпасов любого типа зависит как от σ_c , так и от σ_t .

ПРИЛОЖЕНИЯ

Величины, используемые в этих приложениях, определены в основной статье (смотрите ссылку в начале этого дополнения).

ПРИЛОЖЕНИЯ

А. Сводка стандартных выводов уравнений

Прямой вход в атмосферу

Стандартное решение для прямого входа в атмосферу головной части без подъемной силы полезно для анализа траектории ракетного планирующего аппарата, если во время начальной стадии полета внутри атмосферы планер ориентируется так, чтобы подъемная сила была минимальной для того, чтобы избежать рикошета от атмосферы⁴⁰. Численное моделирование этого сценария показывает, что для $\theta_2 > 5^\circ$ хорошее приближение соответствует постоянству угла пути $\theta = \theta_2$. Из этого предположения непосредственно следует, что соотношение между расстоянием по трассе и высотой имеет вид:

$$h_2 - h = (x - x_2) \tan \theta_2 \quad (\text{Д.14})$$

Если предположить далее, что действующая на головную часть сила торможения намного больше силы тяжести, то уравнение (3) сводится к:

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{\rho_0}{2\beta_S} v^2 e^{-h/H} \quad (\text{Д.15})$$

Комбинируя это уравнение с уравнением (6), получаем стандартный результат для зависимости v от h :

$$v = v_2 e^\delta \exp\left(-\frac{H \rho_0}{2\beta_S \sin \theta_2} e^{-h/H}\right) \quad (\text{Д.16})$$

где δ – это константа, равная

$$\delta = \frac{H \rho_0}{2\beta_S \sin \theta_2} e^{-h_2/H} \quad (\text{Д.17})$$

Соотношение между высотой и временем можно определить, комбинируя уравнения (6) и (Д.16), получив дифференциальное уравнение первого порядка с разделяющимися переменными с решением:

$$t - t_2 = -\frac{1}{v_2 e^\delta \sin \theta_2} \int_{h_2}^h dh \exp\left(\frac{H \rho_0}{2 \beta_S \sin \theta_2} e^{-h/H}\right) \quad (\text{Д.18})$$

Хотя этот интеграл не может быть проинтегрирован в замкнутом виде, его удобно представить в форме степенного ряда:

$$t - t_2 = \frac{h_2 - h}{v_2 e^\delta \sin \theta_2} + \frac{H}{v_2 e^\delta \sin \theta_2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta^n}{n \cdot n!} \left(e^{-n(h-h_2)/H} - 1 \right) \quad (\text{Д.19})$$

Следует отметить, что если полностью пренебречь атмосферным торможением (то есть когда $\beta_S \rightarrow \infty$ или $\rho_0 = 0$), то тогда $t - t_2 = (h - h_2)/v_2 \sin \theta_2$, что просто представляет собой время, требуемое объекту, движущемуся со скоростью v_2 под углом θ_2 для уменьшения высоты на $h_2 - h$ в отсутствие силы тяжести.

Равновесное планирование

После того, как будет установлен режим равновесного планирования, угол пути будет оставаться близким к нулю и изменяться очень медленно. Этот предельный режим впервые обсуждался в 1930-х годах и был подробно исследован⁴¹. В предположении уравнения движения сводятся к виду⁴²:

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{\rho}{2\beta_L} v^2 \quad (\text{Д.20})$$

и

$$g - \frac{v^2}{r_e} - \frac{\rho}{2\beta_L} \frac{L}{D} v^2 = 0 \quad (\text{Д.21})$$

Физически второе из этих уравнений представляет сценарий, в котором вес планера уравновешивается комбинацией подъемной и центробежной сил. Равновесие возможно на единственной высоте, которая задается уравнением:

$$h = H \ln\left(\frac{\rho_0 r_e L}{2\beta_L D} \frac{v^2}{v_e^2 - v^2}\right) \quad (\text{Д.22})$$

Комбинируя уравнения (Д.20) и (Д.21), можно получить дифференциальное уравнение:

$$\frac{dv}{dt} = -g \frac{D}{L} \left(1 - \frac{v^2}{v_e^2}\right) \quad (\text{Д.23})$$

решение которого имеет вид:

$$\frac{v}{v_e} = \frac{\exp\left[-2\frac{D}{L} \frac{g}{v_e} (t - t_4)\right] - \Gamma_4}{\exp\left[-2\frac{D}{L} \frac{g}{v_e} (t - t_4)\right] + \Gamma_4} \quad (\text{Д.24})$$

где $\Gamma_4 = (1 - v_4/v_e)/(1 + v_4/v_e)$ является функцией скорости головной части в начале стадии планирования. Из того, что когда θ мало, $v = dx/dt$, следует, что зависимость расстояния, пройденного планером по трассе, от времени, задается уравнением

$$x - x_4 = -v_e (t - t_4) + r_e \frac{L}{D} \ln\left(\frac{1 + \Gamma_4}{\exp\left[-2\frac{D}{L} \frac{g}{v_e} (t - t_4)\right] + \Gamma_4}\right) \quad (\text{Д.25})$$

Угол пути можно будет найти из уравнения (6), заметив, что $dh/dt = (dh/dv)(dv/dt)$, где dv/dt задается уравнением (Д.20) и dh/dv можно найти из уравнения (Д.22):

$$\sin \theta = 2 \left[\frac{r_e}{H} \frac{L}{D} \left(\frac{v}{v_e} \right)^2 \right]^{-1} \quad (\text{Д.26})$$

Поскольку $r_e \gg H$, предположение малости угла $\theta \ll 1$ является самосогласованным, за исключением малых скоростей.

Из уравнения (Д.24) можно определить время t_5^{\max} , за которое скорость планера обращается в нуль:

$$t_5^{\max} = \frac{v_e}{2g} \frac{L}{D} \ln \left(\frac{1}{\Gamma_4} \right) \quad (\text{Д.27})$$

Подставляя t_5^{\max} в уравнение (Д.25), можно получить выражение для дальности полета планера, приведенное в уравнении (1). К этому результату следует относиться с осторожностью, поскольку при малых скоростях угол θ становится заметно отличным от нуля, и поэтому лежащие в основе этой модели приближения нарушаются. Кроме того, предположение постоянства L/D очевидно становится все более несправедливым при уменьшении скорости. В самом деле, нефизическое поведение модели при малых скоростях наиболее очевидно иллюстрируется тем фактом, что она предсказывает, что после t_5^{\max} планер начинает двигаться в обратном направлении. Тем не менее, поскольку планер большую часть своего пути движется с гиперзвуковой скоростью, уравнение (1) должно быть разумным приближением для истинной дальности полета планера. Однако, в целом это приближение переоценивает реальную дальность.

Маневр в поперечном направлении

Планер может маневрировать в поперечном направлении, выполняя вираж под углом ψ (смотрите рисунок 5). в тех же самых предположениях, которые использовались в предыдущем разделе, и в дальнейшем предположении пренебрежения кривизной Земли в направлении оси Y , можно непосредственно рассчитать угол $\omega(t)$ между скоростью планера и осью X . Более сложные формулы, выведенные при менее ограничительных предположениях, представлены в другом месте⁴³.

Если $v_x(t)$ и $v_y(t)$ – это компоненты скорости планера по осям X и Y в момент времени t , то тогда $\tan \omega(t) = v_x(t)/v_y(t)$. Через малый интервал времени dt превращается в $\omega + d\omega$, где

$$\tan(\omega + d\omega) = \frac{v_y + (dv_y/dt)dt}{v_x + (dv_x/dt)dt} \quad (\text{Д.28})$$

Из этого уравнения следует, что

$$\frac{d\omega}{dt} = \cos \omega \sin \omega \left(\frac{1}{v_y} \frac{dv_y}{dt} - \frac{1}{v_x} \frac{dv_x}{dt} \right) \quad (\text{Д.29})$$

Согласно второму закону Ньютона ускорения планера в направлении осей X и Y задаются уравнениями:

$$m \frac{dv_x}{dt} = -D \cos \omega - L \sin \psi \sin \omega \quad (\text{Д.30})$$

$$m \frac{dv_y}{dt} = L \sin \psi \cos \omega - D \sin \omega \quad (\text{Д.31})$$

Подставляя эти два выражения в уравнение (Д.29), получаем

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{D}{mv} \frac{L}{D} \sin \psi \quad (\text{Д.32})$$

И, наконец, записывая $d\omega/dt = (d\omega/dv)(dv/dt)$ с использованием уравнения (Д.20) и $D = m\rho v^2/2\beta$, получаем

$$\frac{d\omega}{dv} = -\frac{1}{v} \frac{L}{D} \sin \psi \quad (\text{Д.33})$$

интегрирование которого дает уравнение (20).

Б. Подгонка модели к данным испытательных полетов НТВ-2

В таблице Д.3 перечислены известные величины для полета по маршруту "А" и неизвестные, которые должны быть определены. Используя модель, установленную в основной статье, можно записать 12 уравнений, относящихся к этим 12 неизвестным. Например, используя уравнение (20), можно связать между собой пять неизвестных, L/D , R , v_3 , v_4 , θ_4 :

$$\theta_2 - \theta_4 = \frac{L}{D} \left(1 + \frac{R}{r_e} - \frac{gR}{v_3^2} \right) \frac{v_3 - v_4}{v_3} \quad (\text{Д.34})$$

Аналогично, из уравнения (20) следует, что L/D , R , t_3 , v_3 , h_1 связаны соотношениями:

$$M_i v_s(h_i) = v_3 \left(1 - \frac{D}{L} \frac{v_3 (t_i - t_3)}{R} \right) \quad (\text{Д.35})$$

Если h выражено в метрах, то тогда $v_s(h)$, измеренные в м/с, можно аппроксимировать как⁴⁴:

$$v_s(h) = \begin{cases} 0.00175h + 247.1 & 32000 \leq h < 47240 \\ 329.8 & 47240 \leq h < 51110 \\ -0.00172h + 417.7 & 51110 \leq h < 71000 \end{cases} \quad (\text{Д.36})$$

Полученную систему уравнений можно решить численно. Для этой цели использовалась подпрограмма FindRoot в пакете Mathematica.

Таблица Д.3. Известные и неизвестные величины для полета по маршруту "А". Значения известных величин показаны в таблице 2.

Известные	$t_2, h_2, v_2, \theta_2, t_4, M_i, t_4, t_5, h_5, x_5 - x_2$
Неизвестные	$L/D, R, \beta_L, \beta_S, t_3, h_3, v_3, h_1, h_4, v_4, \theta_4, v_5$

ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. James M. Acton, *Silver Bullet? Asking the Right Questions About Conventional Prompt Global Strike* (Washington, DC: Carnegie Endowment for International Peace, 2013), 67-71, <http://carnegieendowment.org/files/cpgs.pdf>.
2. Эти величины по существу умозрительны, но из них следует, что после прохождения расстояния в 3 800 км – расстояние, пройденное в испытательном полете системы программы перспективного гиперзвукового оружия (АНВ) – планер будет лететь со скоростью около 1 000 м/с, и что его средняя скорость на всем участке планирования будет примерно равна 2 200 м/с. Последнее значение в целом согласуется с неподтвержденным сообщением в средствах массовой информации о том, что планер АНВ летел со скоростью, соответствующей числу Маха, равным 8. Смотрите Noah Shachtman, "2,400 Miles in Minutes? No Sweat! Hypersonic Weapon Passes 'Easy' Test," *Danger Room* (blog), *Wired*, November 17, 2011, <http://www.wired.com/dangerroom/2011/11/2400-miles-in-minutes-hypersonic-weapon-passes-easy-test/>.
3. Pavel Podvig, "Russia Lost All its Early-Warning Satellites," *Russian Strategic Nuclear Forces* (blog), February 11, 2015, http://russianforces.org/blog/2015/02/russia_lost_all_its_early_warn.shtml.
4. "China Seen Readying Space-Based Warning Sensor," *Global Security Newswire*, July 2013, <http://www.nti.org/gsn/article/china-seen-readying-space-based-warning-sensor/>. Полезные обсуждения ис-

- пользуемой в этой области технологии можно посмотреть в Geoffrey Forden, *A Constellation of Satellites for Shared Missile Launch Surveillance* (Program on Science, Technology, and Society, Massachusetts Institute of Technology, July 9, 2006), <http://web.mit.edu/stgs/pdfs/white%20paper--%20A%20Multinational%20Missile%20Launch%20Surveillance%20Network.pdf>; Zia Mian, R. Rajaraman, and M. V. Ramana, "Early Warning in South Asia – Constraints and Implications," *Science & Global Security* 11, nos. 2-3 (2003): 124-26, <http://www.princeton.edu/sgs/publications/sgs/pdf/11/202-3/20Mian%20p109-150.pdf>. И Россия, и Соединенные Штаты начали модернизацию своих систем раннего предупреждения космического базирования после того, как были написаны эти статьи.
5. Смотрите, например, David J. Murrow, "Height Finding and 3D Radar" in *Radar Handbook*, 2nd ed., ed. Merrill I. Skolnik, 20.17 (Boston: McGraw Hill, 1990).
 6. Missile Defense Agency, *National Missile Defense Deployment: Final Environmental Impact Statement*, July 1, 2000, vol. 4, appendix H, 1-6, http://www.mda.mil/global/documents/pdf/env_gmd_eis_append_h.pdf.
 7. Mian, Rajaraman, and Ramana, "Early Warning in South Asia," 149 (ссылка 4). Фактически, когда длина волны падающего излучения сравнима с размером головной части, σ осциллирует в пределах от $0,5\lambda^2$ до $0,05\lambda^2$.
 8. Смотрите, например, российский обзорный радиолокатор 96Л6, который используется в противовоздушной системе С-300. Duncan Lennox, *Jane's Strategic Weapon Systems*, 55th issue (Coulsdon: IHS Global, July 2011), 320. Смотрите также Committee on Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program, Air Force Science and Technology Board, and Commission on Engineering and Technical Systems, National Research Council, *Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program* (Washington, DC: National Academy Press, 1998), 54, http://www.nap.edu/catalog.php?record_id=6195.
 9. Более подробное обсуждение того, что может представлять военную значимость, смотрите в Acton, *Silver Bullet?*, 67 (ссылка 1).
 10. C. W. Young, *Penetration Equations*, SAND97-2426 (Albuquerque, NM: Sandia National Laboratories, October 1997), A-2, http://www.globalsecurity.org/military/library/report/1997/penetration_equations.pdf.
 11. Более подробное обсуждение смотрите в Robert W. Nelson, "Low-Yield Earth-Penetrating Nuclear Weapons," *Science & Global Security* 10, no. 1 (2002): 5, <http://scienceandglobalsecurity.org/archive/sgs10nelson.pdf>.
 12. Смотрите, например, Nancy F. Swinford and Dean A. Kudlick, *A Hard and Deeply Buried Target Defeat Concept* (Sunnyvale, CA: Lockheed Martin Missiles & Space, 1996), 1, <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA318768>; Defense Science Board, *Time Critical Conventional Strike From Strategic Standoff* (Washington, DC: Office of the Under Secretary of Defense for Acquisition, Technology, and Logistics, March 2009), 26 <http://www.acq.osd.mil/dsb/reports/ADA498403.pdf>.
 13. Swinford and Kudlick, *A Hard and Deeply Buried Target Defeat Concept*, 1 (ссылка 12).
 14. "GBU-57A/B Massive Ordnance Penetrator (MOP)," *Jane's Air-Launched Weapons* (IHS Global, February 25, 2013).
 15. В своем первом испытательном полете аппарат АНВ разогнался модифицированной баллистической ракетой морского базирования "Polaris A3", менее мощной, чем ракета "Minotaur IV Lite", которая представляет собой модифицированную межконтинентальную баллистическую ракету "MX/Peacekeeper", использованную в испытательных полетах HTV-2. U.S. Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command, *Advanced Hypersonic Weapon Program: Environmental Assessment*, June 2011, 2-2, <http://www.smdcen.us/pubdocs/files/AHW%20Program%20FEA--30Jun11.pdf>. При прочих равных условиях это позволяет предположить, что масса аппарата АНВ меньше, чем у HTV-2. Однако, поскольку аппарат АНВ начинает планировать при меньшей скорости, чем HTV-2, это умозаключение не обязательно является правильным.
 16. Acquisition Civil/Environmental Engineering, Space and Missile Systems Center, *Environmental Assessment for Conventional Strike Missile Demonstration*, August 2010, 9, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a544112.pdf>.
 17. *Minotaur IV, V, VI: User's Guide*, release 2.0 (Chandler, AZ: Orbital Sciences Corporation, June 2013), 2.
 18. P. S. Bulson, *Explosive Loading of Engineering Structures* (London: E & FP Spon, 1997), 147-9.
 19. Обсуждение этих опасений смотрите в Acton, *Silver Bullet?*, 120-25 (ссылка 1).
 20. Yevgeny Miasnikov, "Precision-Guided Conventional Weapons" in *Nuclear Reset: Arms Reduction and, Nonproliferation*, eds. Alexei Arbatov and Vladimir Dvorkin, trans. ed. Natalia Bubnova, 444 (Moscow: Carnegie Moscow Center, 2012), http://carnegieendowment.org/files/nuclear_reset_Book2012_web.pdf.
 21. Владимир Путин, Обращение Президента к Федеральному собранию, Москва, 12 декабря 2013 года.
 22. John R. Matzko, *Inside a Soviet ICBM Silo Complex: The SS-18 Silo Dismantlement Program at Derzhavinsk, Kazakhstan*, DTRA-TR-99-15 (Dulles, VA: Defense Threat Reduction Agency, August 2000), 7-8, <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA388848>.

23. Там же, 7-8 и 27.
24. J. Toman, "Results of Cratering Experiments," IAEA-PL-388/16 in *Peaceful Nuclear Explosions: Phenomenology and Status Report 1970* (Vienna: International Atomic Energy Agency, 1970), 368. По этой статье непонятно, в каком диапазоне мощностей взрыва применимо выражение (S.5). Набор данных, представленный на рисунке на странице 368, получен от взрыва 20 т обычного взрывчатого вещества. Однако, в экспериментах "Buckboard" применялись взрывы всего лишь 0,5 т обычного взрывчатого вещества. Эта неопределенность подчеркивает приближенную природу представленных здесь расчетов.
25. Michael M. Swisdak, Jr. and Jerry M. Ward, "The New DDESB Blast Effects Computer," 28th DoD Explosives Safety Seminar, August 1998, 8, <http://handle.dtic.mil/100.2/ADA513568>.
26. Я признателен Дэвиду Райту за это предположение.
27. Hans M. Kristensen and Robert S. Norris, "Russian Nuclear Forces, 2014," *Bulletin of the Atomic Scientists* 70, no. 2 (2014): 80, http://bos.sagepub.com/content/70/2Z_75.full.pdf.
28. Соединенные Штаты заверяли в своем обзоре построения ядерных сил 2010 года, что оружие программы "Немедленного глобального удара обычным оружием (CPGS)" не будет "отрицательно влиять на стабильность наших ядерных взаимоотношений с Россией или Китаем". U.S. Department of Defense, *Nuclear Posture Review Report*, April 2010, 34, <http://archive.defense.gov/npr/docs/2010/20Nuclear/20Posture/20Review/20Report.pdf>.
29. Примеры смотрите в Acton, *Silver Bullet?*, 17-21 (ссылка 1).
30. Jim Wolf, "China Poses Risk to Key U.S. Satellites: Top General," Reuters, April 11, 2007, <http://www.reuters.com/article/2007/04/11/us-space-usa-china-idUSN1125395120070411>.
31. White House, *Report on Conventional Prompt Global Strike in Response to Condition 6 of the Resolution of Advice and Consent to Ratification of the New START Treaty*, February 2, 2011, 7. Другие примеры смотрите в Acton, *Silver Bullet?*, 14-6 (ссылка 1).
32. Acquisition Civil/Environmental Engineering, Space and Missile Systems Center, *Environmental Assessment for Conventional Strike Missile Demonstration*, 9 (ссылка 16).
33. По этой причине вероятность поражения не может быть получена из уравнения (S.6) простой заменой σ_e^2 на $\sigma_e^2 + \sigma_t^2$.
34. Масса каждой частицы будет равна 0,075 кг. Если частицы имеют сферическую форму и изготовлены из стали с плотностью 8 000 кг/м³, то радиус каждой из них будет равен 1,3 см, что соответствует описанию боеголовки, предлагаемой для программы "Неядерного быстрого глобального удара (CPGS)".
35. Craig M. Payne, ed., *Principles of Naval Weapons Systems*, 2nd ed. (Annapolis, MD: Naval Institute Press, 2010), 352.
36. Air Force Center for Studies and Analyses, Directorate for Strategic Force Analyses, Missile Division, *Effectiveness of the Minuteman II Stage III Refurbishment Program* (Department of the Air Force: January 1985), 3, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a363899.pdf>.
37. Matthew G. McKinzie, Thomas B. Cochran, Robert S. Norris, and William M. Arkin, *The U.S. Nuclear War Plan: A Time for Change* (Natural Resources Defense Council, June 2001), 54, available from <http://www.nrdc.org/nuclear/warplan/index.asp>.
38. Смотрите, например, описание методологии расчета избыточного давления, вызванного обычным взрывом в Payne, ed., *Principles of Naval Weapons Systems*, 349 (ссылка 35).
39. Избыточное давление в 1 фунт на квадратный дюйм (0,07 бар) достаточно только для нанесения легких травм незащищенным солдатам, и его нельзя считать адекватным для вывода мобильных ракет из строя, смотрите Payne, ed., *Principles of Naval Weapons Systems*, 350 (ссылка 35). Надежную информацию о том, какое избыточное давление необходимо для уничтожения мобильной ракеты, получить трудно, и оно предположительно будет существенно зависеть от конструкции такой ракеты. В исследовании Управления технических оценок 1981 года по способам базирования межконтинентальной баллистической ракеты MX обсуждались мобильные ракеты, способные выдержать избыточное давление в 4 фунта на квадратный дюйм (0,28 бар), смотрите Office of Technology Assessment, U.S. Congress, *MX Missile Basing* (Washington, DC: 1981), 258-60, <http://ota.fas.org/reports/8116.pdf>. Конечно, мобильная ракета MX (вариант, который в конце концов не был выбран для развертывания) мог быть способным выдержать большее избыточное давление, чем мобильные ракеты Северной Кореи или Ирана, или даже чем китайские ракеты. Возможно, что правдоподобным нижним пределом избыточного давления, которое может выдержать одна из этих ракет, является 3 фунта на квадратный дюйм (0,21 бар) – приблизительное избыточное давление, необходимое для нанесения серьезного повреждения самолету на стоянке (который можно считать приблизительным эквивалентом мобильной ракеты); смотрите Payne, ed., *Principles of Naval Weapons Systems*, 350 (ссылка 35).

40. Смотрите, например, Carl Gazley, Jr., "Atmospheric Entry" in *Handbook of Astronautical Engineering*, ed. Heinz Hermann Koelle (New York: McGraw-Hill Book Company, 1961), 10-10-10-13.
41. Alfred J. Eggers, Jr., H. Julian Allen, and Stanford E. Neice, *A Comparative Analysis of the Performance of Long-Range Hypervelocity Vehicles*, Report 1382 (Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics, [1958]), http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930092363_1993092363.pdf.
42. Gazley, "Atmospheric Entry," 10-14-10-16 (ссылка 40).
43. S. Y. Chen, *The Longitudinal and Lateral Range of Hypersonic Glide Vehicles with Constant Bank Angle*, Memorandum RM-4630-PR (Santa Monica, CA: RAND Corporation, January 1966), <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf&AD=AD0629124>.
44. В регрессии используются данные из National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration, and United States Air Force, *U.S. Standard Atmosphere, 1976*, NOAA-S/T 76-1562 (Washington, DC: U.S. Government Printing Office, October 1976), <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf&AD=ADA035728>.