

РАЦИОНАЛИЗИРОВАННЫЕ ПОРОГИ НА СКОРОСТЬ И ВЫСОТУ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ В РЕЖИМЕ ПРО

Герберт Лин

Договор по противоракетной обороне (ПРО) резко ограничивает разработку, испытания и развертывание оборонительных средств против стратегических баллистических ракет. Но он не накладывает никаких ограничений на военные системы, предназначенные для противовоздушной обороны, обороны против тактических баллистических ракет и уничтожения спутников. Без четкого определения различий между системами ПРО и другими военными системами государство, которое разрабатывает, испытывает и развертывает эти другие системы, может приобрести значительный потенциал ПРО, несмотря на выполнение Договора о ПРО. Определению таких различий могли бы помочь конкретные количественные критерии, отделяющие разрешенную деятельность от запрещенной. В данной статье предлагается рассматривать любое испытание, где мишень расположена на высоте свыше 70 км или относительная скорость в момент наибольшего сближения между оружием и мишенью превосходит 3 км/с, либо как "испытание в режиме ПРО", либо как испытание, где мишень имитирует стратегическую баллистическую ракету или ее элементы на полетной траектории. Такое разъяснение обеспечило бы более объективные нормы контроля за выполнением Договора, а также сократило бы такие отклонения при проведении испытаний, которые не соответствуют целям Договора.

Автор статьи работает в Национальной академии наук США (комната НА-560, 2101 Constitution Avenue, Washington DC 20418). Мнения, выраженные в этой статье, являются личными мнениями автора и не отражают мнения организаций, в которых он работает сейчас, или работал ранее.

"СЕРЫЕ" ОБЛАСТИ ДОГОВОРА ПО ПРО

Одна потенциальная двусмысленность Договора по ПРО возникает из-за использования в Договоре выражения "стратегическая баллистическая ракета". Договор ограничивает оборону против стратегических баллистических ракет, которые по пониманию обеих сторон представляют из себя такие баллистические ракеты, которые способны атаковать цели на территории одной стороны и запускаются с баз, расположенных на территории другой стороны, или с подлодок, принадлежащих другой стороне. Если ракета запускается с территории одной стороны, то дальность ее полета служит возможным параметром для того, чтобы отличить стратегическую баллистическую ракету (МБР) от нестратегической. Но баллистические ракеты, запускаемые с подлодок (ПЛАРБ), могут быть запущены из любой точки океана; даже ПЛАРБы с малой дальностью могут поражать цели на территории другой стороны, если их ракеты будут запускаться вблизи побережья. Возникает проблема, если нестратегические баллистические ракеты (оборона против которых не ограничена) могут обладать дальностью, сравнимой с дальностью ПЛАРБов

(оборона против которых ограничена).

Вторая, более сложная "серая" область возникает из-за перекрытия систем ПРО с противоспутниковым оружием. Траектории боеголовок МБР таковы, что их скорости и высоты сравнимы с соответствующими характеристиками траекторий спутников, находящихся на низких околоземных орбитах. Отсюда следует, что системы оружия, предназначенные для уничтожения спутников, могут обладать таким же потенциалом по отношению к боеголовкам МБР.

Основное различие между спутниковой и ракетной мишенью состоит в том, что траектория спутника, который вращается вокруг Земли по точно предсказуемой орбите, известна гораздо лучше, нежели траектория баллистической ракеты, которая становится известной только за несколько минут до перехвата. Если траекторные характеристики спутника выдаются системе противоспутникового оружия (его часто называют противокосмическим, или ПКО) только за несколько минут до перехвата и само ПКО способно действовать в таких же временных масштабах, то ПКО может работать в таких условиях, которые очень напоминают испытания системы в режиме ПРО против боеголовок на баллистическом участке траекто-

рии¹.

Третья потенциальная "серая" область относится к системам обороны против баллистических ракет третьих стран. Хотя Договор по ракетам средней и меньшей дальности 1987 года предусматривает уничтожение советских и американских наземных баллистических ракет с дальностью полета 500-5000 км, другим государствам не запрещается иметь аналогичные ракеты со сравнимой дальностью. Оборона против этих ракет третьих стран также может обладать некоторым потенциалом против отдельных советских или американских ПЛАРБов и поэтому приводит к спорам о соблюдении Договора по ПРО.

Четвертая "серая" область связана с тем, что Договор по ПРО запрещает испытания перехватчиков, не принадлежащих к системе ПРО, в "режиме ПРО". В настоящее время у США и СССР нет общего определения этого термина, основанного на неких физических величинах, например, на высоте орбиты. Тем не менее в период подготовки Договора по ПРО американская делегация сделала одностороннее заявление относительно определения термина "испытанный в режиме ПРО". Вот как выглядит его часть:²

Чтобы прояснить нашу интерпретацию выражения "испытанный в режиме ПРО", отметим, что мы будем рассматривать... ракету... как прошедшую "испытания в режиме ПРО, если, например,... ракета-перехватчик испытывается в полете до высоты, несовместимой с перехватом целей, против которых развернуты системы ПВО.

Такого заявления четко предполагает, что члены американской делегации на переговорах верили в 1972 году, что высота цели имеет отношение к определению термина "испытания в режиме ПРО".

Кроме того, в прошлом был еще один случай использования скорости и высоты в качестве параметров, которые могли бы дать определение "стратегической баллистической ракете или элементам ее полета". Вскоре после ратификации Договора по ПРО заместитель министра обороны США по исследовательским и инженерным вопросам Джон Фостер пустил в обращение так называемую "диаграмму Фостера". Поначалу она использовалась, чтобы установить границу скорости и высот для целей. Предполагалось, что в пределах этих границ американские испытания не будут иметь ничего общего как с МБР, так и с противоракетной обороной при условии, что министерство обороны США даст рабочее заключение о проведении испытания не "в режиме ПРО". Любое испытание, с которым оказывались связанными объекты, выходящие за границы диаграммы Фостера, предполагалось заслуживающим более серьезного внутреннего разбирательства правительством США - подобные испытания разрешались или запрещались в зависимости от конкретной ситуации.

Точные границы диаграммы Фостера засекречены, но на рис. 1 представлена ги-

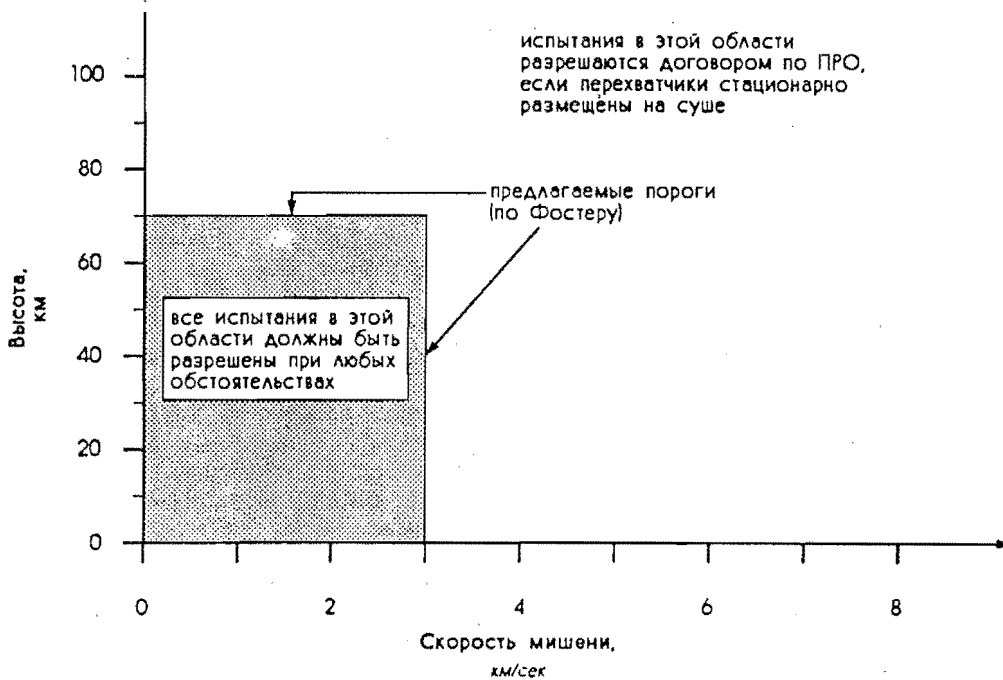


Рисунок 1

Гипотетическая диаграмма Фостера с порогом 3 км/с по скорости и 70 км по высоте

потетическая диаграмма с порогами 3 км/с на скорость и 70 км на высоту.

Использование диаграммы Фостера на переговорах для определения разрешенных и запрещенных испытаний могло бы оказать помощь, чтобы избежать использования "серых" областей, где пересекаются интересы нестратегических ракет и МБР (ПЛАРБ), а также систем ПКО и ПРО.

МОДЕЛЬ

В данной статье предполагается, что скорость и высота могут быть использованы как параметры для более четкого определения понятий "стратегическая баллистическая ракета" и "испытание в режиме ПРО". В частности, предлагается, чтобы любое испытание, где мишень выходит на высоту свыше 70 км, а скорость в момент наибольшего сближения превосходит 3 км/с, должно рассматриваться либо как "испытание в режиме ПРО", либо как испытание с мишенью, эквивалентной МБР или ПЛАРБ.³ Это предложение дает определение того, что представляет собой испытание в режиме ПРО. Тем самым оно оказывается более ограничительным, нежели диаграмма Фостера, которая использовалась для определения испытания, проводимого не в режиме ПРО.

Используемая для оправдания этих пороговых значений модель основана на предположении, что ракета-мишень летит по баллистической траектории с минима-

льной энергией в вакууме над невращающейся сферической земной поверхностью в течение времени от момента старта с поверхности Земли (где считается, что скорость баллистического полета набирается мгновенно), до момента снижения до высоты 100 км после прохождения апогея. Начиная с этой 100-километровой высоты до удара ракеты о Землю, предполагается плоская земная поверхность и учитывается торможение в атмосфере.

Математические детали модели даны в Приложении, они использованы для расчета кривых, изображенных на рис. 2 и 3.

АНАЛИЗ

На рис. 2 отложены графики зависимости скорости от высоты для боеголовок, летевших по траекториям с минимальной энергией, по мере их приближения к точке падения (при разумных баллистических коэффициентах).⁴ Для удобства предлагаемые пороги в 70 км и 3 км/с также воспроизведены на рисунке.

В соответствии с определениями Договора ОСВ-2 советская ПЛАРБ СС-Н-6 с дальностью поражения 2500 км считается стратегической баллистической ракетой; нет стратегических баллистических ракет с меньшей дальностью. Ракета с максимальной дальностью полета 2500 км может достичь максимальную скорость, слегка превышающую 4 км/с. Поэтому оборонительные

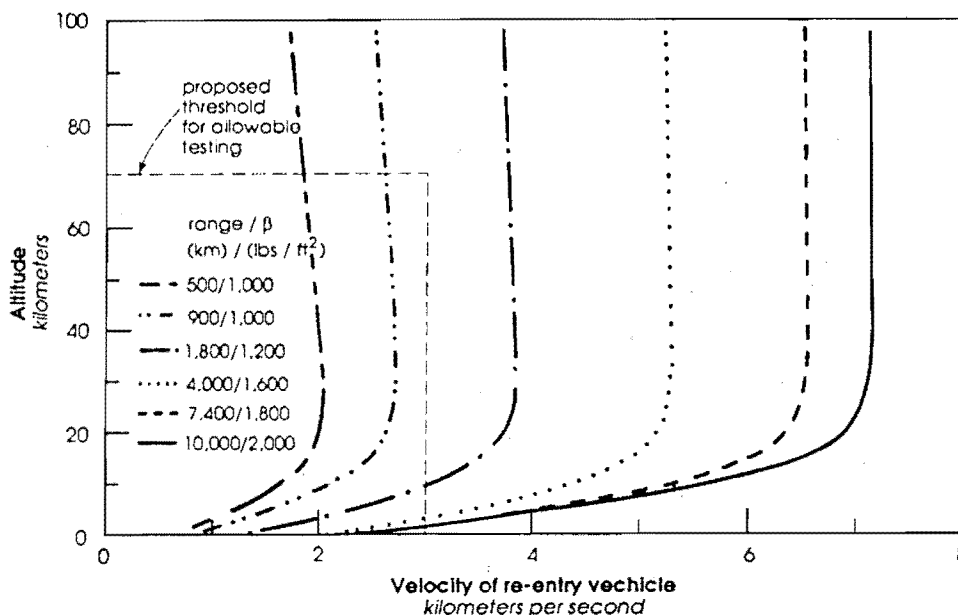


Рисунок 2

Соотношение между скоростью и высотой для ракет с разными дальностями и баллистическими коэффициентами

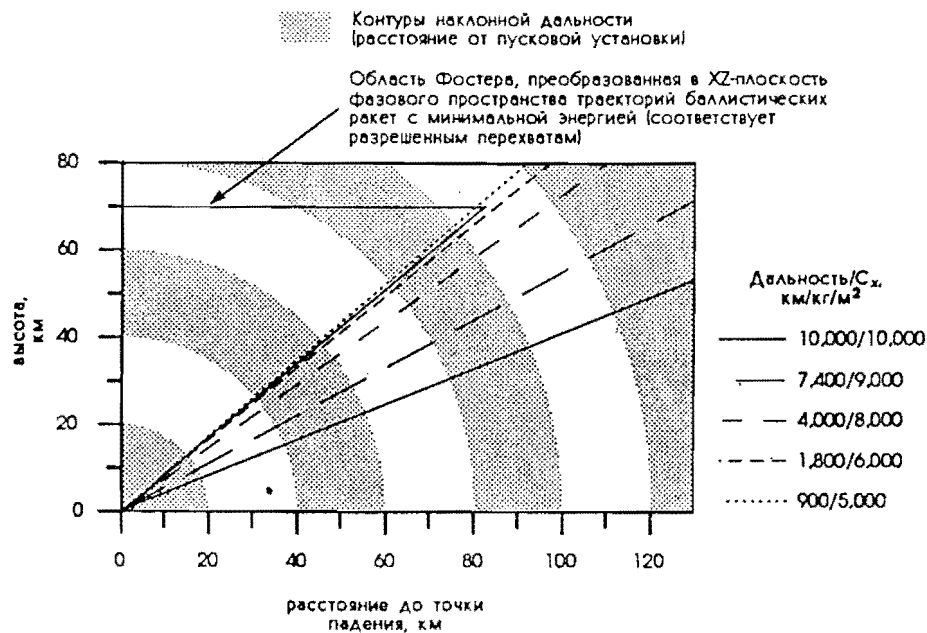


Рисунок 3

Траектории вблизи точки падения различных баллистических ракет

системы, способные перехватывать мишени со скоростью 4 км/с или более, могут перехватывать и стратегические баллистические ракеты.⁵

Напротив, баллистическая ракета с дальностью полета 900 км имеет максимальную скорость где-то ниже 3 км/с. По крайней мере, одна тактическая ракета (советская ракета СС-12, снятая с вооружения согласно Договору о запрещении ракет средней и меньшей дальности) имела такую дальность. Но Договор по ПРО не предназначен для ограничения обороны против таких ракет.

Мы приходим к заключению, что разумное разграничение по скорости между стратегическими и нестратегическими баллистическими ракетами находится в интервале с границами чуть ниже 3 км/с и чуть выше 4 км/с. Если принять нижнюю границу этого диапазона (3 км/с), такой выбор окажется совместимым с философией выполнения соглашений, не одобряющей использования "серых" областей.

Высотный порог гораздо труднее поддается соответствующей установке. Оборона против высоко летающих самолетов явно не запрещена Договором по ПРО. Таким образом высота, на которой летают разведывательные самолеты, например американский SR-71 (около 30 км), устанавливает нижний предел для высотного порога.

Другой путь к установлению высотного порога — это взять его заведомо выше мак-

симальной высоты, где еще эффективны современные ракеты типа "земля-воздух". При этом разрешаются испытания уже развернутых к настоящему времени ракет этого типа по крайней мере против медленных (тактических) баллистических ракет, а также оказывается возможным избежать ненужных усложнений, связанных с запрещением испытаний против нестратегических ракет на основе уже развернутых систем.

Дальность поражения современных ракет типа "земля-воздух" порядка 100 км.⁶ Однако существует мало информации с конкретным указанием, относится ли эта величина к расстоянию, измеренному на земле (так называемая наземная дальность), или к расстоянию между точкой запуска и точкой соударения (так называемая наклонная дальность). Я буду предполагать, что ракета типа "земля-воздух" с "дальностью поражения 100 км" обладает наклонной дальностью поражения 100 км во всех направлениях, то-есть, область ее поражения — полусфера радиусом 100 км. Это упрощенное предположение, к которому я вернусь несколько позже.

На рис. 3 показаны траектории вблизи точки падения для нескольких баллистических ракет, летевших по траектории с минимальной энергией. Самая верхняя траектория принадлежит ракете с максимальной дальностью полета 900 км. Когда эта ракета находится в 100 км от точки падения, ее

высота составляет около 65 км. Поэтому придется поместить высотный порог на диаграмме Фостера выше 65 км, чтобы разрешить испытания ракет типа "земля-воздух" с наклонной дальностью 100 км (они запускаются из расчетной точки падения мишени) против таких тактических ракет. Однако заметим, что предположение о полусфере с радиусом поражения 100 км переоценивает возможности ракет типа "земля-воздух", завышая высоту, которую они способны достичь. Максимально достижимая высота осуществляется при стрельбе вертикально вверх, но если наземная дальность составит 100 км, максимальная высота будет ближе к 50 км, чем к 100 км. Реальная область поражения представит собой сплюснутую сферу с высотой, равной примерно половине наземной дальности. Поэтому, если бы даже было известно направление движения падающей ракеты, а ракеты типа "земля-воздух" находились между точкой падения и атакующей ракетой, использование в качестве высотного порога величины 70 км (а не 30-40 км) оказывается достаточным, чтобы обеспечить широкие возможности для испытания уже развернутых ракет типа "земля-воздух" (или будущих систем защиты от тактических баллистических ракет) при полной дальности поражения без нарушения высотной границы на диаграмме Фостера.

ОБСУЖДЕНИЕ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В этом анализе предполагается, что можно использовать пороги в 3 км/с для скорости и 70 км для высоты, чтобы определить понятия "испытание в режиме ПРО" или "стратегическая баллистическая ракета" для целей Договора по ПРО. Любое испытание, где мишень обладает скоростью менее 3 км/с и не превышает высоты в 70 км в момент наибольшего сближения с перехватчиком, при всех обстоятельствах должно быть разрешено. Перехватчик наземного базирования с неподвижным стартом может испытываться против мишени, летящей со скоростью более 3 км/с или на высоте свыше 70 км, только в рамках разрешенной Договором по ПРО деятельности по разработке и испытанию наземных перехватчиков ПРО с неподвижным стартом.

В советско-американском согласованном заявлении 1978 года, в частности, утверждается:⁷

...ракета-перехватчик считается "испытанной в режиме ПРО", если она пыталась перехватить (успешно или нет) стратегическую баллистическую ракету или ее элементы на траектории полета... В понятие "стратегические

баллистические ракеты или их элементы на траектории полета" входят баллистические ракеты-мишени с характеристиками полетной траектории, эквивалентными характеристикам стратегических баллистических ракет или их элементов, на тех участках полетной траектории, которые связаны с испытанием.

В соответствии со сделанным в данной статье предложением этот текст надо заменить на что-то другого следующего типа:

... ракета-перехватчик считается "испытанной в режиме ПРО", если она пыталась перехватить (успешно или нет) объект, скорость которого превышает 3 км/с или высота превышает 70 км в момент наибольшего сближения перехватчика с объектом.

Аналогичного понимания можно будет добиться в отношении испытания радаров в режиме ПРО. В частности, согласованное заявление 1978 года официально констатирует, что радар считается испытанным в режиме ПРО, если он выполняет некоторые функции, например:⁸

- слежение за ракетой-перехватчиком ПРО и ее наведение;
- или слежение за стратегическими баллистическими ракетами;
- или их элементами на траектории полета в сочетании с радаром ПРО, отслеживающим ракету-перехватчик ПРО и осуществляющим ее наведение.

Этот текст будет заменен на что-то следующего вида:

- слежение за ракетой-перехватчиком ПРО и ее наведение;
- или слежение за ракетой-перехватчиком (и ее наведение), испытываемой в режиме ПРО;
- или слежение за объектом, чья скорость превышает 3 км/с;
- или высота превышает 70 км при облучении его радаром, в сочетании с радаром ПРО, который осуществляет слежение и наведение в отношении ракеты-перехватчика ПРО или ракеты-перехватчика, испытываемой в режиме ПРО.

Следует отметить, что эти видоизмененные согласованные заявления запрещали бы противоспутниковые испытания всех перехватчиков, не принадлежащих к типу наземного базирования с неподвижным стартом. Таким образом эти согласованные заявления служат частью общего режима контроля над вооружениями, выходящего за пределы Договора по ПРО. Можно добавить отдельный пункт, предусматривающий исключение для объектов на околоземной орбите, если обе стороны захотели бы сохра-

нить возможность разработки и испытаний подвижных противоспутниковых вооружений.

Путем переговоров следовало бы решить и другие проблемы. Например, некоторые измененные согласованные заявления можно было бы буквально интерпретировать как запрет стыковки "Шаттла" с космической станцией. Эту проблему можно решить на основе соглашения, разрешающего производить все "перехваты" с относительной скоростью между мишенью и перехватчиком менее 50 м/с, когда расстояние между перехватчиком и мишенью составляет менее 1 км (50 м/с - это довольно произвольная величина, но она гораздо меньше любой разумной скорости сближения реального перехватчика и его цели).

Другой вопрос заключается в том, что предназначенные для перехвата на разгонном участке траектории механизмы могут оказаться "легальными" при таком режиме. На самом раннем участке полета баллистические ракеты движутся медленно и находятся на небольшой высоте. Некоторые предназначенные для поражения на этом участке системы оружия (например, лазеры наземного базирования или перехватчики воздушного базирования) могут в принципе испытываться против разгонных ступеней на участке их полета вскоре после запуска без нарушения ограничений на пороги скорости и высоты. Если обе стороны хотят исключить испытания военных систем для перехвата на разгонном участке траектории, они могли бы согласиться на безоговорочное запрещение испытаний против ракет на разгонном участке траектории без порогов на высоту и скорость.

Третий вопрос - это вопрос верификации. Понятие "момент наибольшего сближения" четко определен в физическом смысле, но чтобы проверить это определение на практике, могут оказаться необходимыми совместные меры.

В предложенном выше режиме пороги определяются относительно момента наибольшего сближения между перехватчиком и его целью. Вариантом этого режима могло бы стать определение порогов с учетом наибольшей скорости и максимальной высоты мишени в пределах всей траектории (или возможной траектории, если перехват состоялся), что, как утверждается, проводилось на оригинальной диаграмме Фостера. Это делает режим гораздо более строгим, поскольку в порог на высоту придется включать апогей орбиты мишени (а не ее высоту в момент наибольшего сближения с перехватчиком).

Наконец, стороны могли бы просто до-

говориться о запрещении всех испытаний, выходящих за пределы порогов в 3 км/с и 70 км. Это оказалось бы равносильным устранению особого статуса, который согласован Договором по ПРО в отношении перехватчиков наземного базирования с неподвижным стартом, а также фактически запрещало бы все испытания ПКО. Это усилило бы режим Договора по ПРО в результате запрещения тех работ по ПРО, которые маскировались под работы по ПКО, и помогло бы обеим сторонам отвести угрозы от своего космического хозяйства.

Если подвести итоги, то возможные режимы характеризуются четырьмя степенями свободы:

- то ли пороги на скорость и высоту следует применять для момента наибольшего сближения между мишенью и перехватчиком, то ли к мишени во всех точках ее расчетной траектории;

- следует ли эти пороги применять также и к перехватчикам наземного базирования с неподвижным стартом;

- разрешается ли перехват на разгонном участке траектории;

- разрешаются ли четкие исключения для испытаний против спутников.

Во всех случаях следует договориться о правилах, разрешающих проводить неразрушающую стыковку.

Приводились доводы в пользу порога на скорость 3 км/с и порога на высоту 70 км в некоторый момент траектории мишени. Но важными оказываются не эти точные значения, а пожалуй большая концептуальная ясность, достигнутая при таком подходе к разрешению двухсмысленных ситуаций.

Является ли более высокая концептуальная ясность плюсом или минусом? В настоящее время оценки выполнения Договора затруднены из-за отсутствия точных определений. В результате эти оценки сейчас базируются на чрезвычайно субъективных суждениях о том, может ли данный набор оборудования полностью заменить систему ПРО или ее компонент, или же испытывался ли компонент против мишени с полетными характеристиками МБР или ПЛАРБ. Режим, дополняющий субъективные суждения более объективными критериями, был бы весьма полезным с точки зрения тех, кто одобряют главную посылку Договора по ПРО: ограничения на разработку и испытания систем ПРО служат интересам как США, так и СССР.

Таким образом вопрос в том, есть ли у США и СССР политическая воля и желание проводить свои испытания в рамках согласованных ограничений. Если да, то представленный в данной статье общий подход -

установление количественных порогов, которые связаны с характерными параметрами системы и за пределами которых испытания запрещаются - может обладать некоей возможностью для прояснения существующего режима Договора. Если нет, то и этот подход, и любой другой окажутся неработоспособными.

ПРИЛОЖЕНИЕ

КИНЕМАТИКА ПОЛЕТА
БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Мы начнем с хорошо известного уравнения, определяющего траекторию движения тела в центральном гравитационном поле без учета атмосферы.⁹

$$\frac{1}{r} = \frac{GM_e}{l^2} \left(1 + \left[1 + \frac{2El^2}{(GM_e)^2} \right]^{1/2} \cos(\theta + \theta_0) \right)$$

(1)

В общем случае это уравнение описывает эллипс, один из фокусов которого совпадает с центром Земли, с продольной осью, ориентированной под углом $-\theta_0$.

В этом уравнении M - масса Земли, G - универсальная гравитационная постоянная; r - расстояние тела от центра Земли; E - полная энергия единичной массы тела, которая остается постоянной и складывается из кинетической энергии $v_0^2/2$ и потенциальной энергии $-GM_e/a$ (каждая выражается в расчете на единичную массу), взятых в момент запуска, где v_0 - начальная скорость тела и a - радиус Земли; l - момент

количества движения тела с единичной массой (это тоже постоянная величина), определяемый выражением $l = v_0 a \sin \gamma$, где γ - угол между вектором скорости и местной вертикалью в момент запуска.

Если определять положение тела на орбите углом θ , который отсчитывается от точки запуска в направлении против часовой стрелки, то значение θ_0 дается следующим выражением:

$$\theta_0 = \arccos \left(\frac{\frac{l^2}{aGM_e} - 1}{\left[1 + \frac{2El^2}{(GM_e)^2} \right]^{1/2}} \right) \quad (2)$$

На рис. 4 показаны рассматриваемые углы и расстояния.

Уравнения (1) и (2) можно скомбинировать и записать совместно (после длительных алгебраических манипуляций), чтобы получить соотношение между r , радиусом Земли a , начальной скоростью и углом запуска в следующем виде:¹⁰

$$\frac{a}{r} = \frac{1 - \cos \theta}{\left(\frac{av_0^2}{GM_e} \right) \sin^2 \gamma} + \frac{\sin(\gamma - \theta)}{\sin \gamma} \quad (3)$$

Отметим, что в этом выражении r должно равняться a при $\theta = 0$ или при $\theta = R/a$ на другом конце траектории, где R - дальность полета тела. Траектория с минимальной энергией при данной дальности определяется углом запуска γ , который устанавли-

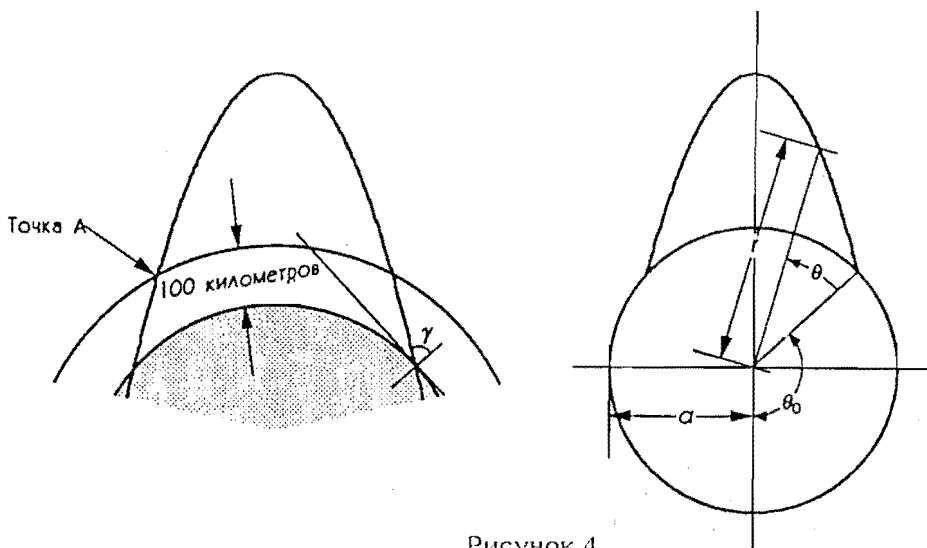


Рисунок 4
Идеализированные траектории баллистических ракет у сферической Земли

вает минимальную скорость тела, необходимую для достижения этой дальности. Значение угла γ_{\min} , соответствующего минимальной необходимой скорости, равно

$$\gamma_{\min} = \frac{1}{4} \left(\frac{R}{a} + \pi \right) \quad (4)$$

Уравнений (3) и (4) достаточно для полного определения траектории с минимальной энергией при установленной дальности. Из условия постоянства полной энергии вытекает соотношение между скоростью тела и его расстоянием до центра Земли:

$$\frac{1}{2} v_0^2 - \frac{GM_e}{a} = \frac{1}{2} v^2 - \frac{GM_e}{r} \quad (5)$$

Три эти уравнения позволяют нам рассчитать скорость тела и угол наклона траектории на высоте 100 км, то-есть в точке А на рис. 4. Предполагается, что точка А - это та точка, где тело входит в атмосферу, так что надо уже принимать во внимание торможение в атмосфере. На высотах ниже 100 км мы используем модифицированную экспоненциальную модель атмосферы, где плотность атмосферы ρ имеет вид:¹¹

$$\rho = \rho_0 \exp(-z/l) \quad (6)$$

где z - высота над поверхностью Земли в килофутах (1 килофут равен 0,305 км); $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$ - плотность на уровне моря;

$$l = 23 - 0.0164(z - 197) + 4,61 \cos(0,02929(z - 197))$$

Чтобы подсчитать скорость как функцию высоты, используем приближение плоской земной поверхности, для которого второй закон Ньютона дает

$$\frac{dv_x}{dt} = -\frac{\rho v^2}{2\beta} \left(\frac{v_x}{v} \right) \quad (7a)$$

$$\frac{dv_z}{dt} = -g - \frac{\rho v^2}{2\beta} \left(\frac{v_z}{v} \right) \quad (7b)$$

где x - направление горизонтальной проекции движения, а β - отношение массы тела к его площади лобового сопротивления (предполагается, что тело точечное; в результате чего β остается единственным параметром, влияющим на движение боеголовки;

квадратичная зависимость тормозящей силы от скорости связана с допущением, что единственная сила, действующая на тело, возникает при отклонении воздушного потока движущимся телом¹²). Для современных боеголовок значение β лежит вблизи 2000 фунт/кв.фут (около $10\,000 \text{ кг/м}^2$), а для старых боеголовок от ста до нескольких сот фунт/кв.фут.

Можно численно интегрировать эти уравнения, чтобы получить взаимосвязь v_x и v_y в виде функции высоты, как показано на рис. 2. Определяя v как $(v_x^2 + v_y^2)^{1/2}$, получаем связь между v и z , зависящую от значения β и дальности полета тела.

Как только получена зависимость v_x от высоты, ее можно еще раз численно проинтегрировать и получить в результате саму траекторию в координатах x - z при наличии атмосферного торможения.

ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. Для дальнейшего обсуждения этого вопроса смотрите статью Ashton Carter, "The relationship of ASAT and BMD Systems," Daedalus, Spring 1985.
2. US Arms Control and Disarmament Agency, Arms Control and Disarmament Agreements, August 1980, pp.146-147.
3. Эти пороговые значения для скорости и высоты были первоначально предложены в книге Herbert Lin, New Weapon Technologies and the ABM Treaty (Pergamon-Brassey's International Defense Publishers, 1988). Эта книга более детально касается также многих выводов, представленных в данной статье.
4. Например, сообщалось, что у современных американских боеголовок баллистические коэффициенты близки к 2000 фунт/кв.фут. Смотрите Matthew Bunn and Kosta Tsipis, "Ballistic Missile Guidance and Technical Uncertainties of Countersilo Attacks", Report 9, Program in Science and Technology for International Security, Massachusetts Institute of Technology, August 1983, note R7.
5. По мере того, как СССР начал снимать с вооружения стратегические баллистические ракеты меньшей дальности, например, СС-Н-6, максимальные характеристические скорости заметно возрастут. Развернуто всего лишь 12 советских ПЛАРБ СС-Н-17 (с максимальной дальностью 3900 км). Американская ПЛАРБ "Посейдон", также подлежащая ликвидации, обладает дальностью 4600 км. У всех остальных американских и советских ПЛАРБов максимальная дальность превышает 6500

- километров.
6. В брошюре Soviet Military Power указаны советские ракеты СА-10 и СА-12 с дальностью 100 км и американская ракета "Пэтриот" с дальностью свыше 80 км (см. стр.53).
 7. Report to the Congress on the SDI, June 1986, p.C-7.
 8. См. ссылку 7.
 9. Herbert Goldstein, Classical Mechanics (Addison-Wesley Publishing Company, 1950), p.77, equation 3-46.
 10. Albert D.Wheelon, "Free Flight of a Ballistic Missile", ARS Journal, December 1959, p.915.
 11. Использованная модель атмосферы взята из книги John Martin, Atmospheric Reentry (Prentice-Hall, 1966), p.239.
 12. Более подробное обсуждение дано в книге L.Prandtl and O.G.Tietjens, Applied Hydro- and Aeromechanics (Dover Publication, 1934), chapter 5.