

РАННЕЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ В ЮЖНОЙ АЗИИ – ОГРАНИЧЕНИЯ И СЛЕДСТВИЯ

Зиа Миан, Р. Раджараман, М.В. Рамана

Благодаря географии, длительность полета ракет между Индией и Пакистаном очень мала. Из этого следуют серьезные последствия для реализуемости и полезности возможных систем раннего предупреждения, которые могли бы быть установлены Индией и Пакистаном для обнаружения приближающихся ракет с другой стороны. В этой статье мы показываем, что можно оценить время, необходимое для полета ракеты от ожидаемых пусковых площадок до целей, как аналитически, так и численно. Мы обнаружили, что время полета может составлять всего лишь 300 секунд. Затем мы рассмотрели два стандартных метода обнаружения приближающихся ракет – при помощи радаров и геостационарных спутников в детекторах инфракрасного (ИК) излучения – имея в виду состояние технологии, которая может быть доступна этим двум странам. Наши расчеты показывают, что времена предупреждения для обеих методов примерно одинаковы, с учетом наших оценок времени полета ракеты, и они в лучшем случае достаточны для подтверждения достоверности сигналов. Времени на консультацию и обдумывание для лиц, принимающих решения, не остается. Любой ответ должен быть определенным заранее и автоматическим. Если такой автоматический ответ будет подразумевать позицию «запуска по оповещению», как в случае между США и Россией, то возникнет значительная вероятность случайной ядерной войны из-за ложной тревоги.

Получено 27 июня 2003 года, принято 17 июля 2003 года.

Корреспонденцию направлять по адресу Zia Mian, Program on Science and Global Security, Princeton University, 221 Nassau St., Princeton, NJ 08542.

Зиа Миан, Программа по науке и глобальной безопасности, Принстонский университет, Принстон, NJ 08542.

Р. Раджараман, Школа физических наук, Университет Джавахарлала Неру, Нью Дели 110067, Индия.

Р. В. Рамана, Программа по науке и глобальной безопасности, Принстонский университет, Принстон, NJ 08542.

ВВЕДЕНИЕ

Сейчас представляется, что, испытав свое ядерное оружие и ракеты, Индия и Пакистан намереваются создать командование и управление своими арсеналами, включая системы раннего предупреждения. В проекте ядерной доктрины Индии 1999 г. предполагается создание «эффективных возможностей разведки и раннего предупреждения», которые будут использовать «космические и прочие средства» для предоставления оценки «раннего предупреждения, связи, оценки детонации и повреждений»¹. Индия начала приобретать ключевые компоненты такой сети раннего предупреждения, включая радар «Грин Пайн» из Израиля² – этот радар является также частью израильской системы противоракетной обороны «Эрроу», к которой Индия проявляла интерес³. Индия разрабатывает возможность запуска геостационарных спутников, которые могут обеспечивать обнаружение инфракрасного излучения запусков ракет (так, как это делается в американских спутниках раннего предупреждения «Программы поддержки обороны»). В конце 2001 г. Индия запустила также эксперименталь-

¹ "Draft Report of National Security Advisory Board on Indian Nuclear Doctrine,"

Доступно в Интернете по адресу

<http://www.indianembassy.org/policy/CTBT/nucleardoctrineaug171999.html>.

² "India Acquires Sophisticated Radars from Israel," *Indian Express* (28 June 2002).

³ Одной из причин для отказа было решение Израиля о накоплении в арсенале ракет-перехватчиков "Эрроу". Barbara Opall-Rome, "Israel Boosts Arrow Arsenal as War Looms," *Defense News*(November 25 - December 1, 2002).

ный технологический спутник (TES) с телевизионной камерой высокого разрешения, которая, как сообщают, способна «для применений в области секретной оборонной информации»⁴. Индия находится сейчас в процессе закупки у Израиля авиационной системы раннего предупреждения «Фолкон»⁵. Однако, система «Фолкон» в основном используется для слежения за самолетами. Мы не будем обсуждать ее здесь, поскольку наше основное внимание обращено на системы, которые в принципе могут обеспечить раннее предупреждение о ракетном нападении.

Хотя Пакистан не представил публично свою формальную ядерную доктрину, три ведущих государственных деятеля предупредили об «опасности превентивного удара и перехвата» и рекомендовали, чтобы «состояние повышенной готовности становилось все более необходимым, пока Индия продолжает разворачивать ядерное оружие»⁶. Пакистанский министр науки и техники намекал на следование за индийскими планами раннего предупреждения, когда он объявлял, что правительство готовится запустить геостационарный спутник, чтобы «обеспечить стратегические и коммуникационные нужды»⁷.

Расположение крупных городов в Индии и Пакистане, включая их столицы, близко к общей границе, с необходимостью приводит к тому, что времена полета ракет и возможные времена предупреждения в Южной Азии будут намного меньше тех, которые были доступными для США и СССР во время холодной войны. Это поднимает важные вопросы о пригодности систем раннего предупреждения в Южной Азии.

В этой статье мы представляем результаты технических оценок ограничений на системы раннего предупреждения в Южной Азии. Методы проведения таких оценок хорошо известны экспертам в данной области, включая, без сомнения, и принадлежащих к индийскому и пакистанскому военным сообществам. Однако, наличие такого опыта за пределами узких военных кругов в Южной Азии не достаточно для того, чтобы поддержать значимые публичные дебаты по предлагаемым системам раннего предупреждения. Поэтому одной из наших целей является представить некоторые относительно простые приближения, которые позволили бы неэкспертам сделать быстрые оценки «на обратной стороне конверта», которые могли бы быть использованы для понимания возможностей различных систем раннего предупреждения.

Мы начнем с представления расчетов траекторий ракет и соответствующих времен полета между соответствующими точками в Индии и Пакистане. Сначала мы сделаем это аналитически, начиная из первых принципов с некоторыми разумными и ясно выраженными приближениями, а затем с более точными численными расчетами, в особенности, для настильных траекторий, которые в некоторых обстоятельствах могут считаться стратегически оптимальными. Этот анализ устанавливает максимально возможные времена обнаружения и предупреждения, которые могут быть предоставлены системой раннего предупреждения.

За этим последует исследование систем обнаружения и слежения, которое позволяет определить действительно доступное время предупреждения. Мы начнем с раздела, в котором дается общие сведения о мощности и дальности действия радара в режимах сканирования и слежения. Эти сведения применяются к радару «Грин Пайн» для оценки его дальности при заданных типичных параметрах ракетных полетов в Южной Азии. За этим последует обсуждение характеристик и значения низкоорбитальных разведывательных спутников с системами построения изображения и геосинхронных спутников раннего предупреждения инфракрасного диапазона.

Радары и спутники ИК-диапазона формируют материальную компоненту систем раннего предупреждения, которые обнаруживают и передают сигналы о возможных приближающихся объектах. За получением сигнала от этой сети последует хорошо закодированная последовательность шагов для, во-первых, определения, является ли этот сигнал сигналом от приближающейся ракеты, или сигналом ложной тревоги, и, во-вторых, курс действий, который должен быть принят после получения настоящего сигнала. Все это должно быть сдела-

⁴ "TES could be India's First Eye in the Sky," *Hindustan Times* (24 October 2001).

⁵ Sandeep Dikshit, "India may get Phalcon AWACS," *The Hindu* (30 April 2003).

⁶ Agha Shahi, Zulfiqar Ali Khan and Abdul Sattar, "Securing Nuclear Peace," *The News* (5 October 1999).

⁷ "Geo-stationary satellite by year-end: Ata," *The Dawn* (23 January 2002), доступно в Интернете по адресу (<http://www.dawn.com/2002/01/23/natl.htm>).

но в короткий промежуток времени между предупреждением и ударом ракеты по цели.

После этого мы обсудим процедуры оценки угрозы и отклика, которым в течение десятилетий следовали США и СССР (теперь Россия), и рассмотрим, какие из этих шагов можно было бы осмысленно предпринять в течение сокращенного времени на принятие решений, доступного в Южной Азии.

Проанализировав различные компоненты, входящие в системы раннего предупреждения, мы соберем весь этот технический материал вместе в последнем разделе для того, чтобы сделать выводы в отношении наличия и желательности таких систем в Южной Азии.

ДИНАМИКА ПОЛЕТА РАКЕТЫ

Полет баллистической ракеты можно по крупному разделить на три участка. Первым является «активный участок», на котором ракета движется под действием отбрасываемого назад сгорающего топлива. После того, как топливо полностью выгорит, наступит «баллистический участок», на котором оставшаяся полезная нагрузка ракеты будет находиться в свободном падении, то есть, под влиянием только гравитационного поля Земли, и будет двигаться по кеплеровской орбите. И, наконец, когда полезная нагрузка будет падать на Землю, она войдет в атмосферу.

Движение на этой последнем «участке входа», так же, как и на активном участке, усложняется из-за сопротивления воздуха в атмосфере переменной плотности.

Если кому-то понадобится знать траектории ракет с высокой точностью, это может быть сделано при помощи численных расчетов, использующих сложные компьютерные программы. Однако, для целей подготовки общих суждений о полезности систем раннего предупреждения более удобен набор простых и понятных рецептов для оценки времен полета и других особенностей траекторий ракет. К счастью, такие упрощающие предположения возможны благодаря тому факту, что, как правило, баллистический участок имеет наибольшую длительность. Типичные времена для активного участка и участка входа равны одной или двум минутам. Для сравнения, длительность баллистического участка составляет от шести минут в случае минимальной дальности полета в Южной Азии до 30 минут для межконтинентальных баллистических ракет.

Кроме того, баллистический участок не только является самой длительной частью полета ракеты, но и самым простым участком для математического анализа. В очень хорошем приближении его можно трактовать как движение тела под влиянием только гравитационной силы идеально сферической Земли. Мы начнем с анализа этого участка. В Приложении 1 мы напомним определение траектории и длительности полета на этом баллистическом участке, исходя из первых принципов – законов Ньютона⁸. В основной части этого раздела мы будем использовать эти точные аналитические выражения для определения простых аналитических приближений для времени полета в зависимости от расстояния до цели и скорости ракеты. Это позволит нам оценить с точностью до минуты время полета ракет между типичными стартовыми площадками и целями в Южной Азии. Затем мы проведем более точные численные вычисления полной траектории, включая активный участок и участок входа.

⁸ Эти результаты хорошо известны. См., например Albert D. Wheelon, "Free Flight of a Ballistic Missile," *American Rocket Society Journal* December 1959, pp. 915-926; Frank J. Regan, *Re-Entry Vehicle Dynamics* (New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984), pp. 65-80.

Баллистический участок – некоторые точные результаты и упрощающие предположения

Как было определено в Приложении 1 для чисто баллистической траектории, начинающейся и оканчивающейся на поверхности Земли массой M и радиусом R , справедливы следующие результаты. Если начальная скорость ракеты равна V , и направлена под углом γ к горизонтали в момент выгорания, и θ представляет собой угловую дальность (угол в центре Земли, покрываемый дугой, соединяющей точку запуска и цели), то:

$$V^2 = \frac{\mu}{R \cos \gamma} \frac{(1 - \cos \vartheta)}{(\cos \gamma - \cos(\vartheta + \gamma))} = \frac{\mu}{R \cos^2 \gamma} \frac{1}{(1 + \tan \gamma \cot \vartheta/2)} \quad (1)$$

где $\mu = MG$.

Длительность полета дается выражением:

$$T = \frac{R + h}{V \cos \gamma} \left[\frac{\tan \gamma (1 - \cos \vartheta) + (1 - \lambda) \sin \vartheta}{(2 - \lambda) \left[\frac{1 - \cos \vartheta}{\lambda \cos^2 \gamma} + \frac{\cos(\vartheta + \gamma)}{\cos \gamma} \right]} + \frac{2 \cos \gamma}{\lambda \left(\frac{2}{\lambda} - 1 \right)^{\frac{3}{2}}} \tan^{-1} \left[\frac{\left(\frac{2}{\lambda} - 1 \right)^{\frac{1}{2}}}{\cos \gamma \cot(\vartheta/2) - \sin \gamma} \right] \right], \quad (2)$$

где $\lambda = V^2 (R + h) / \mu$.

Эти формулы слишком сложны для того, чтобы быть полезными для проведения быстрых оценок. Но из них можно получить некоторые полезные и упрощенные приближения. С точки зрения раннего предупреждения в Пакистане или Индии наиболее опасными атаками могут быть атаки с малых расстояний. Они могут, например, включать точки пуска на военных базах с целями в больших городах или национальных столицах. Примерами могут быть трассы Саргодха – Нью-Дели или Агра – Лахор, длина d которых примерно равна 600 км. Это соответствует углу дальности $\theta = d/R < 0,1$ радиана. Для таких случаев можно использовать приближение малых углов $\theta \ll 1$ в предыдущих результатах, и получить:

$$V^2 = \frac{\mu \theta}{R \sin 2\gamma} = \frac{V_{esc}^2 \theta}{2 \sin 2\gamma} \quad (3)$$

где мы выразили скорость ракеты при отсечке V через так называемую «вторую космическую скорость» V_{esc} , необходимую для выхода за пределы гравитационного поля Земли на бесконечность. Она определяется выражением $V_{esc}^2 = 2MG/R = 2\mu/R$ и численно равна 11,18 км/с.

Для оптимальной траектории⁹ мы увидим из уравнения (A1.11) что оптимальный угол ускорения γ_{op} сводится в пределе малых углов θ к $\pi/4$ (т.е., к 45°). Тогда уравнение (3) для оптимальной скорости при заданной дальности θ упрощается еще больше:

$$V_{op}^2 = V_{esc}^2 \theta / 2 \quad (4)$$

⁹ Оптимальная траектория соответствует выбору угла γ , который минимизирует скорость после выключения двигателя V для заданной дальности θ или, эквивалентно, максимизирует дальность при данном выборе скорости.

В этом приближении малых θ еще более серьезное упрощение достигается в точном, но длинном выражении (2) для времени полета T . В пределе $\theta = d/R \ll 1$ уравнение (2) сводится к:

$$T = \frac{R\theta}{V \cos \gamma} = \frac{d}{V_x} \quad (5)$$

где V_x – это горизонтальная компонента скорости в начале баллистического участка и d – расстояние по горизонтали. Это просто формула для плоской земли, для времени как расстояния, деленного на скорость, и это подтверждает, что точная длинная формула в уравнении (2) сводится в пределе малых дальностей, как это и должно быть, к простому результату для плоской земли. Если, кроме того, скорость при отсечке и наклон будут выбраны оптимальными для заданной дальности, то время полета теперь будет зависеть только от θ и будет равно:

$$T = \left(\frac{2R}{V_{esc}} \right) \sqrt{\theta} \quad (6)$$

Уравнения от (4) до (6) очень полезны для быстрых оценок для полетов с малой дальностью. Таким образом, уравнение (3) говорит нам, что требуемая скорость ракеты при отсечке двигателя для любого заданного значения угла наклона γ будет увеличиваться пропорционально квадратному корню из дальности. Уравнение (5) говорит нам, что при заданной скорости и наклоне время полета пропорционально расстоянию. Это тривиально и очевидно. Но уравнение (6) говорит нам, что если вы хотите сравнить времена полета для различной дальности, но при оптимальной скорости ракеты при отсечке в каждом случае, то время T будет пропорционально корню из дальности θ . Таким образом, то факт, что расстояние от Саргодхи до Дели примерно равно 7% от типичной дальности ракет США или СССР, не означает, что длительность полета также понизится до 7%; следует принять во внимание, что скорости при большей дальности также будут больше. Отношение времен полета будет приблизительно пропорционально квадратному корню из отношения двух дальностей. В таблице 1 приведены оптимальные скорости при отсечке и времена полета для различных примеров в данном приближении малых углов.

Мы видим, что для самых малых дальностей, от Саргодхи до Дели, и от Агры до Лахора, баллистическая фаза длится около 350 секунд, или приблизительно шесть минут. Добавив одну минуту на активный участок, и другую минуту на фазу входа, мы получим полное время полета, примерно равное восьми минутам¹⁰. В табл. 1 также показаны аналогичные результаты для других примеров с возрастающей дальностью, максимальная из которых соответствует гипотетической атаке, начатой с некоторой авиабазы (такой, как Малир) вблизи Карачи, по Тируванантапураму, вероятному местоположению индийского центра стратегического ядерного командования¹¹.

Для оценки точности приближения малых углов рассмотрим вариант от Карачи до Тируванантапурама, расстояние между которыми примерно равно 2000 км, что соответствует углу дальности $\theta = 0,314$. Баллистическое время полета, рассчитанное по полной формуле уравнения (2), равно 701 секунде, по сравнению с 645 секундами в простом приближении малых углов. Это дает ошибку примерно в 10%. Для более коротких расстояний ошибка будет намного меньше. В случае трассы Саргодха-Дели приближение малых углов дает точность около 10 секунд. Для анализа политических вопросов, относящихся к раннему предупреждению, что является задачей данной статьи, такая точность вполне достаточна.

¹⁰ Длительность работы первой ступени ракеты-носителя SLV-3, которая, по сообщениям, используется в ракете Агни-I с дальностью 700 км, равна 49 секундам. "Stage Data: SLV," доступно в Интернете по адресу (<http://www.astronautix.com/lvfam/slv.htm>).

¹¹ "Strategic N-command to be in Place Next Month," *The Hindu* (24 May 2002).

Табл. 1. Некоторые гипотетические комбинации точек запуска и целей для Южной Азии.

Точка запуска	Цель	Расстояние (в км)	Дальность θ (в рад)	Минимальная скорость (км/с)	Длительность баллистиче- ского участка (с)	Оцениваемое полное время по- лета (мин.)*
Авиабаза Сар- годха (Паки- стан)	Нью-Дели	581	0,091	2,37	347	8
Авиабаза Агра (Индия)	Лахор	608	0,095	2,42	354	8
Агра	Карачи	1128	0,177	3,30	484	10
Саргодха	Мумбай	1470	0,241	3,77	553	11
Авиабаза вблизи Карачи	Тируванан- тапурам	2000	0,314	4,40	645	13

* Для приближения плоской земли, с одной минутой, добавленной как для активного участка, так и для участка входа.

Вращение и сжатие Земли

Элементарное определение траектории, данное выше, строго говоря, справедливо только в инерциальной системе координат. Следовательно, скорость и угловая дальность, используемые в уравнениях (1) и (2), относятся к значениям в некоторой инерциальной системе координат. Это не совпадает со связанной с Землей системой координат из-за вращения Земли. Для того, чтобы наши результаты оказались полезными, надо переписать их в более привычной связанной с Землей системе координат. Земля вращается с угловой скоростью $7,29 \cdot 10^{-5}$ рад/с. Для объекта на экваторе на поверхности Земли (с радиусом $R = 6370$ км) это вращение придает в фиксированной инерциальной системе координат дополнительную линейную скорость примерно в $0,464$ км/с по долготе. Это составляет примерно 15-25% от типичной скорости ракет малой и промежуточной дальности, которые равны примерно 2-3 км/с, что не является пренебрежимо малым. Однако, пока рассматривается время полета ракеты, влияние изменения скорости ракеты из-за вращения Земли будет частично компенсировано тем фактом, что расположение цели в инерциальной системе отсчета также изменится. Например, если траектория ракеты направлена туда же, куда вращается Земля, то эффективная скорость ракеты увеличится за счет этого вращения. Но цель в инерциальной системе также переместится дальше. Эти компенсирующие друг друга особенности существенно уменьшают влияние земного вращения на время перелета.

Аналитическую демонстрацию этих взаимно компенсирующихся эффектов вращения Земли и расчет остаточных изменений времени полета ракеты в общем случае не так то легко провести. Помимо того факта, что общие формулы, связывающие время полета с дальностью и скоростью разгона, приведенные в уравнениях (1) и (2), громоздки, еще одним дополнительным усложнением является взаимосвязанность этих переменных. Например, в уравнении (2), справедливом в инерциальной системе, время пролета зависит от углового расстояния θ между данной пусковой площадкой и целью. Угловое расстояние между ними в земной системе определяется только их географическим расстоянием. Но их разделение в фиксированной инерциальной системе зависит и от того, насколько цель сместится во время полета ракеты из-за вращения Земли, что, в свою очередь, зависит от времени полета ракеты T . Следовательно, в правой стороне уравнения (2) для времени полета T , переменная θ сама по себе является функцией от T . Это приводит к тому, что придется решить больший набор связанных уравнений.

Тем не менее, в приближении малых углов ($\theta \ll 1$), которое мы использовали выше для упрощения выражений, можно аналитически оценить влияние вращения Земли на время полета ракеты. Это представлено в Приложении 2, в котором вы исследовали случай, когда пусковая площадка и цель расположены на одной широте. Там показано, что земное вращение изменяет время полета всего на 2 – 3%, что в случае расстояния от Саргодхи до Дели в 600 км составляет около 12 секунд. Хотя этот результат справедлив только для специально-

го удобного случая широтной орбиты, он показывает, что в целом для полетов малой дальности влияние земного вращения на длительность полета будет составлять всего несколько процентов.

Другая поправка может быть связана с тем фактом, что мы предполагали Землю идеальной сферой, и считали, что гравитационная сила зависит от радиуса строго пропорционально его квадрату. В действительности Земля не является идеальной сферой, но она слегка сплющена на полюсах и растянута вдоль экватора. Это приводит к поправкам, пропорциональным высшим гармоникам, первый член из которых имеет значение $f = 0,0016370 \pm 0,0000041$, а второй член меньше его примерно в сто раз¹². И опять, это изменение недостаточно существенно для того, чтобы оказать какое-либо влияние на вопросы стратегии или политики раннего предупреждения.

Минимизация времени полета ракеты и настильные траектории

Наиболее серьезные проблемы для систем раннего предупреждения связаны с ракетами с короткими временами полета. Можно выбрать траектории полета ракет таким образом, чтобы минимизировать время полета, вместо того, чтобы максимизировать дальность, на которую ракета может лететь¹³. Эвристически, как это ясно из уравнения (5), для этого потребуется увеличить значение $\cos \gamma$, т.е. уменьшить значение γ . Траектории со значениями γ , меньшими оптимального, называются настильными траекториями. Поскольку значительная часть полета ракеты будет проходить на малых высотах, где плотность атмосферы выше, атмосферное торможение становится более существенным¹⁴. Поэтому для таких траекторий мы будем решать уравнения движения численно. Подробности приводятся в Приложении 1.

Для нашего примерного вычисления мы выбираем следующие параметры, приведенные в табл. 2 (некоторые из них использовались ранее для моделирования пакистанской ракеты «Дхаури»)¹⁵.

Различие между характеристиками траекторий минимального времени и максимальной дальности показано в табл. 3 (для параметров ракеты из табл. 2).

Следует отметить, что приведенная в табл. 3 траектория с максимальной дальностью хорошо соответствует аналитическому результату для трассы полета между Агрой и Карачи в табл. 1 (дальность 1 128 км, общее время полета 10 минут). Тем не менее, время полета примерно в 300 секунд для настильной траектории с дальностью около 600 км значительно меньше, чем аналитически определенные восемь минут для трассы в 600 км между Агрой и Лахором в табл. 1.

Два основных требования к траектории ракеты таковы: ракета и ее полезная нагрузка не должны подвергаться избыточным напряжениям из-за аэродинамических нагрузок на активном участке и на участке снижения, а нагрев при входе в атмосферу не должен повышать температуру полезной нагрузки выше допустимых пределов. Численные расчеты показывают также, что максимальная сила торможения, возникающая при входе в атмосферу, для настильных траекторий намного меньше, чем в случае траекторий с максимальной дальностью (оптимальным углом отсечки), из-за того, что в последнем случае ракета поднимается

¹² Albert D. Wheelon, "Free Flight of a Ballistic Missile," *American Rocket Society Journal* (December 1959), pp. 915-926, p. 923.

¹³ Это в некоторой степени связано с хорошо известной задачей Ламберта, которая заключается в определении кеплеровской орбиты около заданного центра гравитационных сил, соединяющей две заданные точки в заданном промежутке времени. Различные методы ее решения представлены во многих стандартных учебниках по аэродинамике. Однако, в нашем случае не имеется фиксированного времени, но время полета должно быть минимальным.

¹⁴ Влияние торможения на настильную траекторию оценивалось при проведении численных вычислений с торможением, равным нулю. Это сократило время полета примерно на 15% при дальности в 600 км.

¹⁵ David Wright, "An Analysis of the Pakistani Ghauri Missile Test of April 6, 1988," *Science and Global Security*, 7 (1998), pp. 227—236. Мы не считаем, что они представляют реальными параметрами ракеты Гхаури, а только параметрами, которые выбраны нами для представления дальности, приписываемой ракете Гхаури.

на большую высоту. Анализ тепловых потоков при входе в атмосферу не входит в задачи нашей статьи. В любом случае, подробности того, какой нагрев может выдержать полезная нагрузка, в открытой печати не появлялись. Не ожидается, что нагрев будет представлять серьезную проблему, поскольку с ним можно справиться относительно прямым способом, используя небольшой абляционный слой на конусе обтекателя. Связанные с этим потери массы и точности будут небольшими.

Табл. 2. Предполагаемые параметры ракеты.

Физическая величина	Значение
Удельный импульс, сек	240
Масса корпуса, кг	2 300
Масса топлива, кг	13 000
Масса полезной нагрузки, кг	1 000
Длительность горения, сек	95
Радиус корпуса, м	0,6
Радиус основания, м	0,5
Радиус носовой части, м	0,1
Угол конуса, рад	0,2

Табл. 3. Траектории минимального времени и максимальной дальности.

	Минимальное время	Максимальная дальность
Реальная дальность, км	611,3	1081,7
Время полета, сек	311,7	556,4
Скорость отсечки, км/с	3,0	2,94
Угол отсечки	11,4	37,5
Максимальная высота, км	54	250
Угол входа	17,1	40,7

Таким образом, настильные траектории позволяют сократить время полета ракет. В случае главных пусковых площадок и целей в Индии и Пакистане времена полета могут быть уменьшены до 300 секунд. Это станет проблемой, с которой столкнутся системы раннего предупреждения в Южной Азии.

РАДАРЫ

Радары составляют важную часть систем раннего предупреждения. Радар по своей сути состоит из антенны, которая излучает импульсы электромагнитных волн, часть которых падает на потенциальную цель. Некоторая часть от этого сигнала отражается назад к радару. На основании этого отраженного сигнала можно рассчитать расположение и скорость цели. Частота электромагнитных волн, используемых в различных радаров, изменяется в диапазоне от нескольких мегагерц до 100 ГГц, что соответствует длинам волн от 3 мм до 300 м. В некоторых радаров для различных целей используется более одной частоты.

Базовая теория радаров обсуждается в стандартных учебниках¹⁶. Уравнение радара можно определить из элементарной физики (см. Приложение 3). Как там показано, дальность действия радара в режиме сканирования определяется выражением:

¹⁶ См., например, J. C. Toomay, *Radar Principles for the Non-Specialist* (Mendham, NJ: Scitech Publishing, 1998) and Merrill Skolnik, *Introduction to Radar Systems* (New York: McGraw Hill, 1980).

$$R_d = \left(\frac{t_s P_{ave} \sigma A}{4\pi \Omega_s k T_s L \left(\frac{S}{N} \right)} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (7)$$

где σ – радиолокационное поперечное сечение цели, а все прочие величины, за исключением S/N , являются параметрами используемой радиолокационной системы. В частности, A является площадью приемной антенны радара, t_s – время сканирования, т.е. время, которое требуется радару для однократного сканирования всей намеченной области, P_{ave} – средняя мощность, излучаемая радаром, T_s – шумовая температура, Ω_s – угловая область поиска на небе, и L – коэффициент потерь в системе. Для конкретной цели все величины в уравнении (7) определены, за исключением отношения сигнала к шуму, значение которого определяется из дополнительных соображений.

При выборе приемлемого уровня отношения S/N конкурируют два стремления. С одной стороны, радар должен стремиться к обнаружению всех потенциальных целей. Эта вероятность увеличивается при допущении малых значений сигнала S . Это приводит к малому возможному значению отношения S/N , поскольку уровень шума для данного радара определяется его конструкцией. В то же самое время следует минимизировать вероятность электронных ложных сигналов тревоги, когда шум принимается за сигнал от реальной цели. Уменьшение требуемого S/N увеличивает риск возникновения ложных сигналов тревоги. Оптимальный выбор должен соответствовать компромиссу между двумя требованиями надежности и достоверности обнаружения. После того, как значение S/N выбрано, оно фиксирует через уравнение (7) максимальное расстояние, за которым не может быть обнаружен объект с заданным радиолокационным поперечным сечением σ . На рис. 1 из учебника¹⁷ показано значение S/N , необходимое для различных вероятностей обнаружения и сигналов ложной тревоги. Обычно в радаров раннего предупреждения ракет используются значения S/N от 20 до 30. Например, S/N , равное 25, преобразуется в вероятность сигнала ложной тревоги около 10^{-7} при вероятности обнаружения в 90%.

Наконец, следует отметить, что любая радарная система может сталкиваться с нежелательными и непредсказуемыми сигналами. Например, стая птиц может привести к значительным радиолокационным помехам. Помимо птиц и всего прочего, радиолокационные сигналы могут отражаться от областей атмосферы, где не имеется видимых источников отражения. Такие сигналы называют «ангелами» или «духами»^{18,19}. Например, атмосферные или метеорологические неоднородности могут, благодаря скачкам в показателе преломления, приводить к появлению «духов». Дождь или облака также могут влиять на параметры радаров, в зависимости от его длины волны. Все это указывает на то, что обнаружение ракет радаром не является однозначным или полностью надежным процессом.

Дальность радара

Для того, чтобы оценить возможную в Южной Азии степень раннего предупреждения, мы сначала должны определить, где радар сможет обнаружить ракету. Для того, чтобы сделать это точно, потребуются точные значения параметров радара в уравнении (7). Такую информацию не всегда можно найти в открытой литературе, и поэтому мы должны собрать их из различных источников. В июне 2002 г. министр обороны Иогендра Нарайн подтвердил, что Индия приобрела у Израиля радар «Грин Пайн»¹⁹. Поскольку это довольно современная система, мы предположим, что она станет частью индийской системы раннего предупреждения. Тем не менее, большая часть его технических характеристик (за исключением площади антенны и диапазона длин волн) в открытой печати не появлялась.

¹⁷ Взато из рис. 2.7 в ссылке [16], Merrill Skolnik, p. 28.

¹⁸ Ссылка [16], Merrill Skolnik, p. 508.

¹⁹ "India Acquires Sophisticated Radars from Israel," *Indian Express* (28 June 2002).

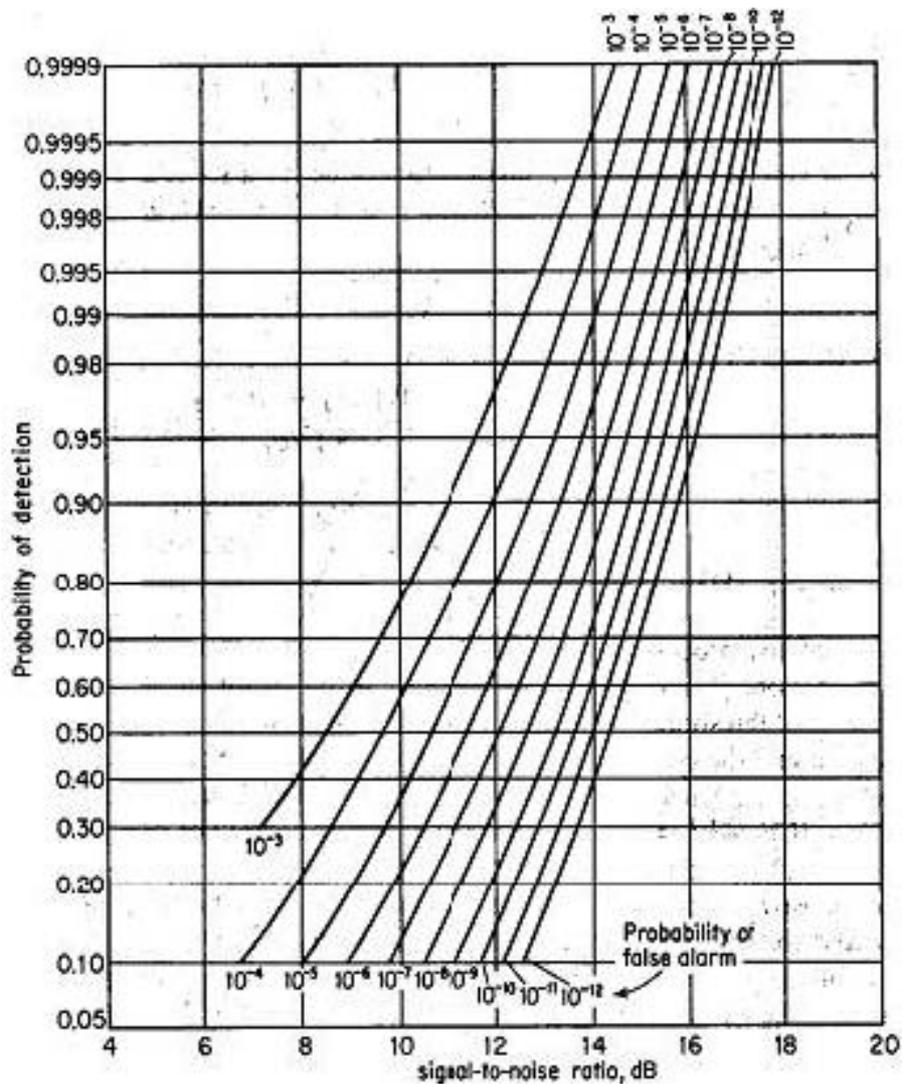


Рис. 1. Вероятности обнаружения (по вертикальной оси) и появления сигналов ложной тревоги (на кривых) в зависимости от отношения сигнала к шуму (в дБ, по горизонтальной оси).

Имеются, однако, многие другие радарные системы со всего мира, которые применялись для раннего предупреждения или в системах противоракетной обороны. В табл. 4 мы привели параметры двух таких систем. Первая из них – это система «ПЕЙВ ПОУЗ», которая была частью системы раннего предупреждения США для запусков МБР из России. Вторая – это система «Пэтриот», которая широко применялась в первой войне в Персидском заливе в 1991 г. для обнаружения подлетающих ракет «Скад» и слежения за ними. Несмотря на серьезные различия в их назначении, многие их параметры более или менее схожи. Это помогает нам выбрать подходящий набор параметров (перечисленный в табл. 4) для нашего гипотетического радара системы раннего предупреждения в Южной Азии.

Уравнение (7) показывает, что дальность действия радара не очень сильно зависит от поперечного сечения цели. Она пропорциональна только корню четвертой степени из σ . Но значения σ могут изменяться на несколько порядков величины, даже во время полета одной ракеты, в зависимости от участка полета, и от угла наклона. Соответственно, весьма существенно может меняться и дальность обнаружения.

Табл. 4. Параметры хорошо известных радаров и предположения для наших расчетов.

	ПЕЙВ ПОУЗ	ПЭТРИОТ	Наша система
Средняя мощность (кВт)	150	10	100
Площадь антенны (м ²)	767	4,5	12 × 4,8

Длина волны (м)	0,7	0,05 – 0,08	0,21 – 0,25
Ширина полосы	100 кГц	100 кГц (?)	100 кГц
Время сканирования (с)	–	7,5	4
Угол поиска (азимут)	120 + 120°	90°	120°
Угол поиска (возвышение)	3 – 80°	20 – 70°	3 – 20°
Источники: Countermeasures (Cambridge, USA: Union of Concerned Scientists, 2000); Theodore A. Postol, "Lessons of the Gulf War Experience With Patriot," <i>International Security</i> vol. 16, no. 3 (Winter, 1991/92), pp. 119-171, "AN/FPC115 PAVEPAWS Radar" available at (http://www.fas.org/spp/military/program/track/pavepaws.htm); M. D. Lok, "Israel: Aerospace in Depth," <i>Jane's International Defense Review</i> (2002), pp. 38-48; Jurgen Altmann, "SDI for Europe? Technical Aspects of Anti-Tactical Ballistic Missile Defenses," PRIF Research Report 3 (1988); Michael O'Hanlon, "Terminal defense and nuclear deterrence: Technical considerations," Princeton University Thesis (1987).			

В Приложении 3 мы приведем краткое обсуждение поперечных радиолокационных сечений. Как отмечается там, σ – это не просто геометрическое поперечное сечение, под которым цель видна с радара. Скорее оно является мерой того, как много излучения цель отражает обратно в направлении к радару. Его величина поэтому зависит не только от формы и размера цели, но также и от длины волны радара, поскольку здесь играют роль дифракционные эффекты.

Максимальное поперечное сечение для определенной ракеты будет соответствовать виду сбоку на весь ее корпус. Для типичной ракеты в нашем анализе мы оценили, что ее поперечное радиолокационное сечение будет равно примерно 188 м^2 (см. Приложение 3). Эта величина может возрасти при учете стабилизаторов и ионизации в факеле. Конечно, вид сбоку на всю ракету возможен только при наблюдении радаром почти вертикального положения при взлете. Поскольку радар не может наблюдать цели ниже горизонта (это будет подробно обсуждаться ниже), наземный радар не сможет наблюдать пусковую площадку ракеты, удаленную на сотни километров. Следует подождать, когда ракета поднимется над горизонтом. Но в этом случае ракета может быть наклонена по отношению к горизонтали, и поперечное сечение уменьшится.

Поперечное сечение, и, следовательно, дальность радара, станут минимальными, когда целью радара будет наблюдаемая спереди головная часть. Мы оценили, что в этом случае типичное поперечное сечение будет равно примерно $6 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$ (Приложение 3). Между этими крайними случаями находятся другие, например, когда вместо всей ракеты с двигателями сбоку будет наблюдаться только головная часть.

Поэтому поперечное сечение ракеты может меняться от сотой доли квадратного метра до сотен квадратных метров. Соответственно будет изменяться, но только пропорционально корню четвертой степени из σ , и дальность действия конкретного радара. В табл. 5 мы приводим приблизительные значения для дальности радара для этих трех различных областей поперечных сечений, с использованием параметров радара из третьего столбца табл. 4 с $L = 10$, $S/N = 20$ и шумовой температурой = 1200 К.

Поэтому при всех благоприятных факторах дальность обнаружения может в принципе достигать порядка 2000 км. Тем не менее, как уже отмечалось, из-за кривизны Земли радар не может наблюдать объекты, расположенные ниже горизонта. Кроме того, для подавления рассеяния от земной поверхности (отражений от объектов на земле и т.п.) радар не может сканировать области ниже определенного минимального угла. Например, луч радара «ПЕЙВ ПОУЗ» не может опускаться ниже 3 градусов от горизонта²⁰. На рис. 2 показаны две кривые. Пунктирная кривая показывает высоту над горизонтом как функцию расстояния в соответствии только с кривизной Земли. На второй кривой показано то же самое, но с 3 дополнительными градусами наклона для того, чтобы избежать помех от рассеяния. Мы видим, например, что радар, расположенный на расстоянии в 300 км от цели, может увидеть ракету на высоте в 20 км или более.

Табл. 5. Дальность обнаружения ракеты радаром на различных участках полета.

²⁰ См. в Интернете по адресу <http://www.fas.org/spp/military/program/track/pavepaws.htm>

Тип цели	Поперечное сечение	Дальность
Головная часть спереди	0,01 м ²	229 км
Головная часть сбоку	1 м ²	725 км
Весь корпус ракеты (активный участок)	100 м ²	2292 км

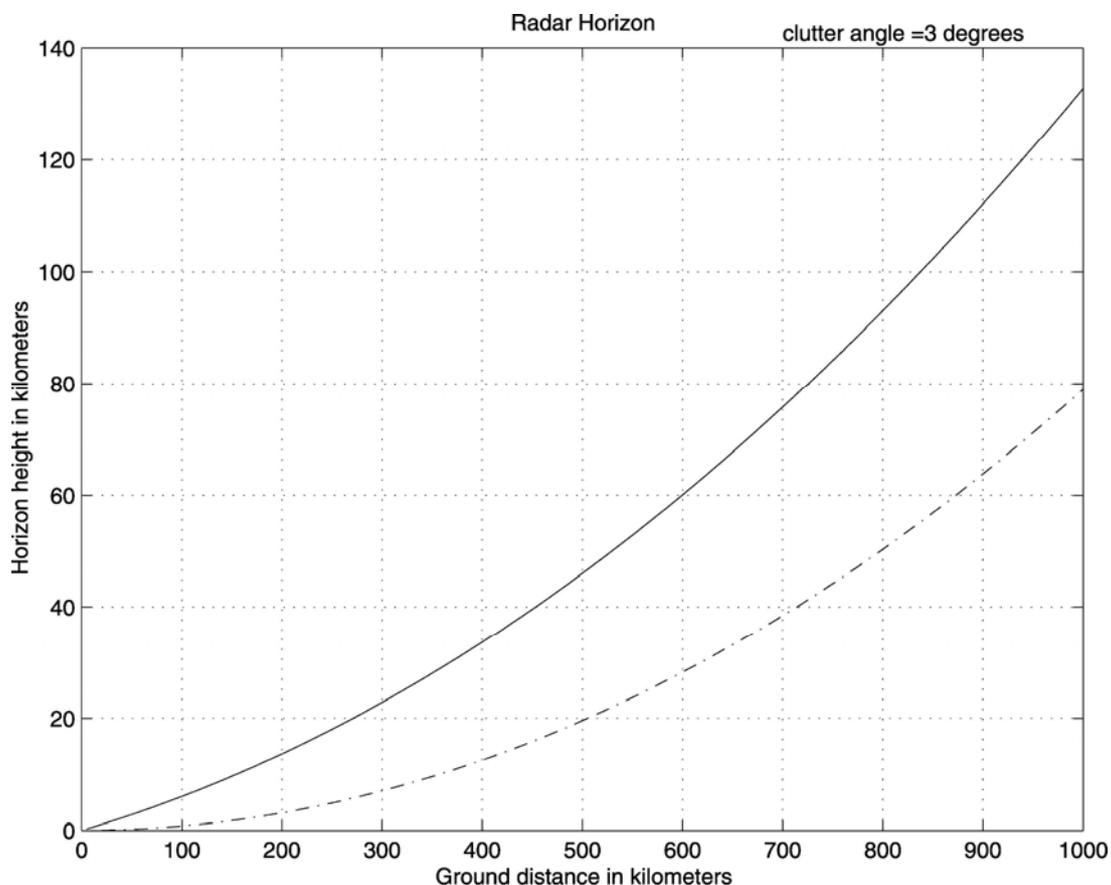


Рис. 2. Высота горизонта радара в зависимости от расстояния до цели (в километрах).

Для иллюстрации рассмотрим первый случай, упомянутый в табл. 1 – ракету, запущенную с пакистанской авиабазы в Саргодхе (32:03 с.ш.; 72:39 в.д.) и нацеленную на Нью Дели, которая обнаружена радаром, расположенным на индийской авиабазе Амбала (30:22 с.ш.; 76:48 в.д.)²¹. Расстояние между Саргодхой и Амбалой равно 437 км. На этом расстоянии эффективный горизонт радара (с учетом минимального наклона в 3 градуса) равен 38 км. На этом расстоянии ракета не может быть обнаружена на меньшей высоте, т.е. она не может быть обнаружена на более раннем участке траектории. Следовательно, прежде, чем обнаружение станет возможным, неизбежно должна пройти некоторая часть от полного времени полета ракеты. Кроме того, упомянутая выше высота 38 км относится только к вертикальному полету ракеты. В действительности ракета будет отклоняться к горизонтали, и перемещаться в направлении цели и радара, что позволит обнаружить ее на меньшей высоте. Для выбранного нами случая полета ракеты от Саргодхи к Нью Дели численный расчет показывает, что обнаружение произойдет примерно через 87 секунд после запуска на высоте 30,5 км вдоль настильной траектории²².

²¹ См. в Интернете по адресам <http://www.globalsecurity.org/military/world/india/airbase.htm> и <http://www.globalsecurity.org/wmd/world/pakistan/facility.htm>

²² При этом фактически предполагается, что радар расположен на трассе от Саргодха до Дели, что может быть и не так. Если радар не расположен точно на трассе полета, то время, требующееся для обнаружения ракеты, может быть и большим.

Радар позволяет также оценить радиальную скорость ракеты, измеряя доплеровское смещение отраженной волны²³. Датчики углов поворота предоставляют угловые компоненты скорости. Измерение скорости также помогает выделить ракету среди других целей, таких, как самолеты или стаи птиц, за счет ее большой скорости.

Обнаружение ракеты вскоре после запуска само по себе недостаточно для того, чтобы служить ранним предупреждением ракетной атаки; например, для государства, которое часто проводит летные испытания. Для того, чтобы точно определить траекторию с учетом различных ошибок, и решить, что ракета направлена на цель внутри своей собственной страны, нужно отслеживать ее в течение некоторого времени. Мы считаем, что это время должно составить около 20 секунд.

Все это позволяет считать, что радарные системы могут предоставить относительно однозначное обнаружение, и, следовательно, предупреждение, в лучшем случае, через 110 секунд после запуска ракеты. Если полное время полета вдоль настильной траектории составляет около 300 секунд, это оставляет около 200 секунд на все последующие оценки и ответные действия.

СПУТНИКИ РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

Спутники являются важным компонентом систем раннего предупреждения США и России для предоставления первого обнаружения запусков ракет. Франция также находится на первом этапе построения спутниковой системы раннего предупреждения²⁴. В Южной Азии Индия и Пакистан выражали интерес к созданию раннего предупреждения на основе спутников.

Индия имеет хорошо сложившуюся программу создания спутников²⁵. Она была начата индийским национальным комитетом по космическим исследованиям в 1962 г. в рамках департамента атомной энергии. Сейчас она управляется индийской организацией по космическим исследованиям (ISRO) и департаментом космоса.

Космическая программа Пакистана управляется комиссией по исследованиям космоса и верхней атмосферы (SUPARCO), первоначально созданной в 1961 г. в рамках комиссии по атомной энергии. Пакистан не имеет возможности запуска спутников. У него есть один спутник на низкой околоземной орбите, «Бадар-II».

Геосинхронные спутники с инфракрасными (ИК) телескопами

Для своей системы раннего предупреждения США разработали серию спутников «Программы поддержки обороны» (DSP), способных обнаружить тепловое излучение факела ракеты на фоне излучения земли и облаков²⁶. Эти спутники располагаются на геосинхронной орбите высотой около 36 000 км, с периодом в одни сутки, так что они кажутся остановившимися над одной точкой земной поверхности²⁷. На спутниках DSP находятся также оптические, флуоресцентные, и рентгеновские детекторы для локализации ядерных взрывов на поверхности Земли, в атмосфере, и в космосе²⁸.

Эти спутники способны определить «в течение минут» положение, момент, мощность, и

²³ J. C. Toomay, *Radar Principles for the Non-Specialist* (Mendham, NJ: Scitech Publishing, 1998), p. 89.

²⁴ "Early Warning Sats Set," *Aviation Week & Space Technology* (17 March 2003), p. 36.

²⁵ Таблица запусков индийских спутников приведена в Приложении 4.

²⁶ Эти спутники весят около 900 кг, их длина равна 7 метрам, а ширина – 3 метрам. Блок датчиков весит около 300 кг. Основным датчиком является телескоп дальнего инфракрасного диапазона диаметром 1 метр и длиной 3,6 метра, с решеткой из 2048 детекторов из сульфида цинка, работающих в диапазоне 2,69 – 2,95 микрона.

²⁷ Только если он находится в экваториальной плоскости; в других случаях проекция траектории на поверхность Земли будет иметь форму восьмерки.

²⁸ Jeffrey T. Richelson, *America's Space Sentinels: DSP Satellites and National Security* (Lawrence, Kansas: University of Kansas Press, 1999), p. 66.

отношение мощности к массе для ядерного взрыва²⁹. Спутники DSP вращаются с частотой шесть оборотов в минуту, сканируя земную поверхность полем зрения датчиков таким образом, что они покрывают почти целое полушарие. Поэтому любой сильный источник наблюдается каждые 10 секунд. Многократные наблюдения позволяют подтвердить, что это ракета, оценить ее траекторию, и область ее падения. Система DSP в начале 1980-х г.г. могла подсчитать количество запусков, определить стартовую площадку и азимут ракеты достаточно точно, чтобы убедиться в том, что она направлена на США³⁰.

Площадь, наблюдаемая одним спутником DSP, примерно равна 200 млн. км², или примерно 40% от земной поверхности. Спутник DSP, выведенный США на орбиту с долготой 65° в.д. в 1971 г., способен наблюдать за большей частью Европы, почти всей Африкой, Ближним Востоком, Россией, Средней Азией, Южной и Юго-Восточной Азией³¹. Последующий спутник DSP F-7 на той же долготе способен наблюдать в той же области, которой должна добиваться Индия для того, чтобы наблюдать за ракетными пусками и ядерными взрывами над Китаем, Пакистаном и Индийским океаном³².

ИК-детекторы на спутниках DSP пытаются захватить излучение от горячих газов факела ракеты, когда он находится вблизи от поверхности Земли. Но, аналогично земным источникам, которые могут быть спутаны с ракетой, или могут замаскировать ее, таким, как летящие самолеты, промышленные печи, пожары и т.п., излучение ракет в основном поглощается водяным паром и углекислым газом в нижних слоях атмосферы³³. Излучение рассеивается также каплями дождя и пылью, и не может проникнуть через облака³⁴. Следовательно, ракету можно надежно обнаружить только тогда, когда она выйдет за облачный слой. Верхушка облаков на широтах от 20 до 40 с.ш. (т.е. над Пакистаном и Северной Индией) обычно располагается на высотах 3 – 4 км, но может подниматься и до 10 км³⁵.

После того, как ракета поднимется за облака, сигнал от факела все еще не так просто отличить от обычного фонового теплового излучения земной поверхности и отраженного от верхушек облаков солнечного излучения. СССР начал работать над системами, эквивалентными американским спутникам DSP, в 1979 г., и первый такой советский спутник с такой возможностью был запущен в 1991 г. с ограниченным успехом; еще в 2002 г. эта программа описывалась как «экспериментальная»³⁶. Вместо этого в СССР в течение 1980-х г.г. использовалась система спутников на сильно вытянутых орбитах, которые не смотрели непосредственно на Землю, а ожидали, пока факел ракеты не станет виден на фоне космоса.

Опыт американских спутников DSP указывает на некоторые эксплуатационные проблемы. В исследовании сбоя системы раннего предупреждения США для конгресса отмечалось, что система спутников иногда выдавала «необычную информацию», когда изменялось положение или конфигурация ИК-детекторов³⁷. Отмечалось также, что «наблюдалось много запусков ракет, которые оценивались, но не оказывались связанными с угрожающим ракетным нападением»³⁸.

²⁹ См. ссылку [28], p. 71.

³⁰ См. ссылку [28], p. 101.

³¹ См. ссылку [28], Fig. 5.1, p. 70. Даты запуска до 1997 г., наклона, и высоты перигея и апогея спутников DSP приведены в табл. С., p. 250.

³² См. ссылку [28], Figure 5.2, p. 80.

³³ См. ссылку [28], p. 235-240.

³⁴ John C. Toomay, "Warning and Assessment Sensors," in Ashton B. Carter, John D. Steinbruner, and Charles A. Zraket, eds., *Managing Nuclear Operations* (Washington DC: Brookings, 1987), p. 303.

³⁵ K. D. Poore, J. Wang, W. B. Rossow, "Cloud Layer Thicknesses from a Combination of Surface and Upper-air Observations," *Journal of Climate*, 8, 1995, pp. 550-568.

³⁶ Pavel Podvig, "History and the Current Status of the Russian Early Warning System," *Science and Global Security*, 10, No. 1 (2002), pp. 21-60.

³⁷ "Recent False Alerts From The Nation's Missile Attack Warning System" Report by Senator Gary Hart and Senator Barry Goldwater to Committee on Armed Services United States Senate, October, 9 (Washington DC: U.S. Government Printing Office, 1980), p. 4.

³⁸ "Recent False Alerts From The Nation's Missile Attack Warning System" Report by Senator Gary Hart and Senator Barry Goldwater to Committee on Armed Services United States Senate, October, 9 (Washington DC: U.S. Government Printing Office, 1980), p. 4.

Значительная проблема была связана с аномальными явлениями отражения солнечного излучения от облаков и поверхности океана, а также снега и льда, в том числе от горных районов, которые могли ослеплять спутники DSP³⁹. Сообщалось, что они «часто выходили из строя на несколько часов из-за влияния солнечных бликов»⁴⁰. Слепые пятна и случайные сигналы ложной тревоги из-за аномальных солнечных отражений потребовали от США создавать такие конфигурации спутников DSP, которые обеспечивали «значительное перекрытие» и достаточное удаление, чтобы обычно слепые пятна не совпадали; несмотря на это, сообщалось, что «сигналы ложной тревоги продолжают мешать наблюдениям»⁴¹. В настоящее время США имеют на геостационарной орбите 4 спутника DSP (17, 19, 20, и 21)⁴². У советских спутников раннего предупреждения были аналогичные проблемы⁴³. По меньшей мере, с одним геостационарным спутником раннего предупреждения обнаружение возможных запусков ракет не является определенным.

Разработка в Индии ракеты-носителя геосинхронных спутников (GSLV), начатая в 1990 г., дала возможность запуска спутника, сравнимого по весу и размерам с американским спутником DSP⁴⁴. Первый испытательный полет GSLV-D1 был проведен 18 апреля 2001 г. Спутник GSAT-1 был выведен на орбиту, близкую к геостационарной⁴⁵. Вес спутника составлял 1540 кг⁴⁶. Обтекатель GSLV, закрывающий полезную нагрузку во время подъема, изготовлен из алюминиевого сплава; его длина равна 7,8 м, а диаметр – 3,4 м⁴⁷. Индия снова испытала GSLV в мае 2003 г., выведя на орбиту экспериментальный коммуникационный спутник весом 1630 кг⁴⁸. Пакистан эквивалентных возможностей не имеет⁴⁹.

Спутники с построением изображения

Индия запустила свой технологический экспериментальный спутник (TES) в октябре 2001 г.⁵⁰ Он находится на солнечно-синхронной орбите высотой 570 км, и спутник проходит над каждым участком земной поверхности примерно в одно и то же местное время каждого дня⁵¹. Сообщают, что на спутнике TES установлена камера с разрешением около 1 метра⁵². Такой тип спутника не способен обеспечить раннее предупреждение о запуске ракеты, но он может предоставить долгосрочные разведывательные данные, которые указывают на возможные приготовления к военным действиям, которые часто называют «стратегическим предупреждением». Возможности спутника TES могут быть аналогичны возможностям со-

³⁹ См. ссылку [28], p. 96.

⁴⁰ Bruce G. Blair, *The Logic of Accidental Nuclear War* (Washington DC: Brookings Institution, 1993), p. 193.

⁴¹ Bruce Blair, *Strategic Command and Control: Redefining The Nuclear Threat* (Washington DC: Brookings, 1985), p. 142-143.

⁴² Мы благодарим Павла Подвига за эту информацию; см. также Geostationary Orbit Catalogue at <http://hea-www.harvard.edu/~jcm/space/book/LOGS/logindex/geo.html>.

⁴³ См. ссылку [36].

⁴⁴ <http://www.isro.org/gslvd1/gslv05.htm>.

⁴⁵ Высота апогея равна 35 665 км, а перигея – 33 806 км, <http://www.isro.org/Apr242001.htm>.

⁴⁶ <http://www.isro.org/Apr182001.htm>

⁴⁷ <http://www.isro.org/gslvd1/gslv02.htm>.

⁴⁸ *Aviation Week & Space Technology* (12 May 2003), p. 18.

⁴⁹ В 2002 г., чтобы не потерять свой сектор на геостационарной орбите, Пакистан арендовал геостационарный спутник, теперь называемый Паксат-1, на пять лет у американской компании Hughes Global Services; Bulbul Singh, "Pakistan's Paksat 1 Begins Orbital Move," *Aerospace Daily* (5 December 2002).

⁵⁰ Спутник TES был выведен на орбиту 22 октября 2001 г.; его масса равнялась 1108 кг; <http://www.isro.org/Oct222001.html>.

⁵¹ Средняя высота орбиты равна 568 км, период – 96 минут, апогей – 579 км, перигей – 551 км, и наклонение равно 97,8 градусам; Space Warn Bulletin, National Space Science Data Center/World Data Center for Satellite Information, No. 576, November 2001, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/spacewarn/spx576.html>.

⁵² См. ссылку [50].

временных коммерческих спутников, и краткое их сравнение послужит иллюстрацией его возможностей и ограничений.

Спутником, похожим на TES, является «Айконос», коммерческий спутник с получением изображений разрешением в 1 метр, запущенный в 1999 г.⁵³ Он получает изображения полосы на земной поверхности шириной в 11 км в надире с разрешением в 1 метр при угле до 26 градусов от надира. В октябре 2001 г. был запущен американский частный спутник для получения изображений «Квикберд-2». Он способен получать изображения с разрешением до 0,6 – 0,7 м и он позволяет возвращаться к тому же участку поверхности через 1 – 3,5 суток, в зависимости от широты⁵⁴.

Наклонение низкой орбиты и доступные системы построения изображения ограничивают возможную область картирования с таких спутников. Вращение Земли со скоростью 15 градусов в час приводит к тому, что каждый последовательный след спутника пересекает экватор к западу от предыдущего трека. Смещение долготы между витками равно произведению угловой скорости земного вращения на период спутника. Для спутника TES с периодом 96 минут смещение между витками будет равно 24 градусам. На широте Пакистана, примерно равной 24 – 34° с.ш., смещение в 24 градуса преобразуется в перемещение к западу между двумя последовательными витками на 2300 км к западу.

Спутник «Айконос» обладает разрешением в 1 метр в полосе шириной 600 км, перпендикулярной его следу на поверхности Земли⁵⁵. Ширина изображения вдоль следа на земной поверхности равна всего 11 км. Это означает, что полное и непрерывное покрытие может быть обеспечено только при использовании «созвездия» из таких спутников, движущихся один за другим таким образом, чтобы покрывать каждую полосу шириной в 11 км, когда предыдущий спутник переместит свое поле зрения на следующую полосу. Для того, чтобы перекрыть расстояние в 1100 км между Карачи и Исламабадом, потребуется 100 спутников. Срок активного существования спутника «Айконос» должен быть равен 5 – 7 годам⁵⁶. Запас топлива на спутнике «Квикберд» рассчитан на семь лет⁵⁷. Если запас топлива TES такой же, то Индия должна планировать запуск для замены TES каждые семь лет или около того.

Изображения TES могут предоставить возможности для военной разведки для индийских ВВС⁵⁸. При разрешении в 1 метр можно различить многие военно-значимые подробности, включая общее расположение систем ядерного оружия, и точную идентификацию самолетов, пунктов командования и управления⁵⁹. Они могут быть использованы для определения перечня возможных военных целей и для мониторинга развития инфраструктуры и развертывания сил в течение нескольких недель. Перемещение военного оборудования (реактивных самолетов, танков, кораблей, и т.п.) с его баз, или между базами в кризисный период может быть использовано для оценки готовности к возможному нападению.

Даже в этой роли спутники с построением изображения уязвимы к простым мерам противодействия. Поскольку орбиты спутников регулярны и предсказуемы, а их возможности хорошо понимаются, вполне возможно применять маскировку, камуфляж, интервалы невидимости, и т. п., для того, чтобы избежать раскрытия по крайней мере некоторой информации⁶⁰. Спутники с построением изображения в видимом диапазоне в особенности подвержены значительным внутренним ограничениям. При работе в этом диапазоне они способны получать изображения только в дневное время и в безоблачную погоду. Следует отметить, что Индия успешно скрыла от разведывательных спутников США свою подготовку к ядерным испытаниям 1998 г.

⁵³ Space Imaging, <http://www.spaceimaging.com/aboutus/satellites/IKONOS/ikonos.html#stats>.

⁵⁴ Digital Globe, <http://www.digitalglobe.com/?goto=products/quickbird>.

⁵⁵ Спутник «Иконос» обладает разрешением в 1 метр при углах до 26 градусов (0,45 радиана) от надира на высоте в 680 км. Поэтому изображения земной поверхности будут иметь разрешение по земле по меньшей мере в 1 метр в полосе 680 м x 0,45 радиана с каждой стороны от надира.

⁵⁶ Space Imaging, <http://www.spaceimaging.com/aboutus/corpFAQ.htmSikonos>).

⁵⁷ См. ссылку [53].

⁵⁸ Ministry of Defense, *2001-2002 Annual Report*, Government of India, New Delhi, p. 45.

⁵⁹ Таблица требований по разрешению к изображениям для идентификации различных военных установок, оборудования, и систем оружия, приведена в Приложении 5.

⁶⁰ <http://www.indianembassy.org/policy/CTBT/nucleardoctrineaug171999.html>

Обнаружение запусков ракет со спутников

Как мы отмечали, летящие на малых высотах спутники с построением изображения не могут реалистично предоставлять тактическое предупреждение (в реальном времени) о запуске ракет из-за малой области, наблюдаемой ими в любой заданный момент времени. Для сравнения, любой геосинхронный спутник может в принципе обнаружить запуски ракет в Южной Азии в реальном времени. Тем не менее, чтобы избежать временного ослепления из-за отражений от облаков, и т.п., могут потребоваться дополнительные геосинхронные спутники.

Как отмечалось ранее, запуск ракеты может быть надежно обнаружен только после того, как ракета поднимется над облачным слоем (на высоту 10 – 12 км). Это задержит обнаружение ракеты на полминуты или минуту. Но, как мы видели в предыдущем разделе, радар типа «Грин Пайн» может обнаружить ракету примерно через 90 секунд после запуска (для траектории Саргодха – Дели). Следовательно, геосинхронный спутник обычно может предоставить всего полминуты или минуту дополнительного времени. Это отличается от случая СССР-США, где спутники раннего предупреждения давали несколько минут дополнительного времени оповещения. Поэтому в Южной Азии спутники раннего предупреждения в лучшем случае могут только предоставить дополнительный механизм обнаружения.

РАННЕЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ И ОЦЕНКА УГРОЗЫ

Система раннего предупреждения состоит не только из детекторов и платформ для мониторинга ракетных пусков. Она включает в себя процедуры анализа информации, предоставляемой такими детекторами, оценки надежности и значения таких данных, и их интерпретации как «предупреждения». В предыдущих разделах мы получили оценки максимального времени, которое будет доступным для этой оценки угрозы и последующих процедур предупреждения и принятия решений. Для того, чтобы понять, как начальный сигнал может трансформироваться в значимое предупреждение и отклик, мы рассмотрим процедуры, принятые в США и СССР (теперь России) для оценки предупреждений о ракетах. Времена полета между ракетными пусковыми установками и целями в этих двух государствах составляют примерно 30 минут⁶¹. После этого мы посмотрим, могут ли аналогичные процедуры оказаться практичными в Южной Азии, где времена предупреждения будут значительно короче.

Процедуры раннего предупреждения в США

В США задач обнаружения и оценки запусков баллистических ракет выполняется Североамериканским командованием аэрокосмической обороны (НОРАД). Хотя большинство подробностей его работы секретно, независимые аналитики построили довольно согласованную картину общих выполняемых процедур. Одно из таких построений было представлено Брюсом Блэйром на базе интервью с бывшими офицерами НОРАД⁶². Оно упрощенно представляется и суммируется вместе с временной последовательностью событий следующим образом:

1. Обнаружение запуска ракеты спутниками на геосинхронной орбите и передача сигнала на наземные станции для обработки (полминуты после запуска).
2. Решение штаба наземной станции о направлении этой информации в НОРАД и другие командные центры, анализирующие предупреждения о ракетах (около 15 секунд).
3. Сбор конференции по ракетному событию в НОРАД. Командир должен оценить надежность спутниковых данных на основании телефонной связи с операторами наземной

⁶¹ Мы отметим, что эти процедуры не будут применимы к случаю ядерных атак с подводных лодок с баллистическими ракетами, где времена подлета будут около 10 – 15 минут.

⁶² См. ссылку [39], pp. 188-189. Другой пример реконструкции приведен в Michael D. Wallace, Brian L. Crissey, Linn I. Sennott, "Accidental Nuclear War: A Risk Assessment," *Journal of Peace Studies*, Vol. 23. No. 1 (March 1986), pp. 9-27.

станции, которые перепроверяют начальное обнаружение и подтверждают, что оно не связано с неисправностью оборудования. Проводится консультация с аналитиками стратегического предупреждения, следящими за разведывательными оценками международной политической и военной ситуации, и развертыванием сил. После этого командир должен направить уровень достоверности предупреждения в военные кабинеты Пентагона и Стратегического командования (3 минуты).

4. Через примерно четыре минуты после возможного запуска ракеты, если офицер НОРАД решит, что уверенность предупреждения является средней или высокой, то информация передается по командной цепочке, которая включает председателя объединенного комитета начальников штабов, министра обороны, и, в конце концов, президента, и должна быть начата конференция по ракетной атаке. К этому времени может быть получено (или не получено) отдельное предупреждение от наземных радаров (4 – 6 минут).
5. Теперь остается меньше 20 минут из начального 30-минутного времени полета (в предположении советской МБР). Это оставляет примерно 10 минут на обсуждение перед принятием решения о том, будут ли запускать американские ракеты, или же им придется перенести атаку, в которой американские МБР и раннее предупреждение, возможно, будут уничтожены.
6. Если будет принято решение о запуске американских ракет, то потребуются около двух минут на выдачу приказов о запуске, три минуты для запуска МБР «Минитмен», и еще несколько минут для того, чтобы ракеты ушли на безопасное расстояние от своих баз.

Этот график в сумме составляет около 30 минут, что сравнимо с длительностью полета МБР из России, что позволяет ответным ракетам стартовать прямо перед разрушением шахт. Однако, все это предполагает, что каждый процедурный и физический элемент системы раннего предупреждения будет работать идеально.

Процедуры раннего предупреждения в СССР/России

О советских (и теперь российских) системах раннего предупреждения известно меньше⁶³. Одно описание, также принадлежащее Брюсу Блэйру, предполагает следующую последовательность событий, происходящих после обнаружения возможного запуска ракеты спутниками или наземными радаром⁶⁴.

1. Положительная идентификация атаки от спутников (около одной минуты после запуска) или радара должна привести к предупреждающему докладу центра анализа ракетной и космической ситуации, российского аналога НОРАД руководству министерства обороны, генеральному штабу, и стратегическим ракетным силам.
2. Этот центр должен послать сигнал президенту, министру обороны, и начальнику генерального штаба (через ядерный чемоданчик)⁶⁵.
3. Через 4 – 6 минут после запуска ракеты политическое и военное руководство вместе с начальником центра раннего предупреждения должно обсудить предупреждение.
4. Если система раннего предупреждения предоставляет предупреждение об атаке об двух датчиков (т.е., радара и спутника), то генеральный штаб должен послать предварительную команду активации системы связи с ядерными силами. Этот канал связи в обычном

⁶³ См. Pavel Podvig, "The Operational Status of the Russian Space-Based Early Warning System," *Science and Global Security*, Vol. 4. No. 3 (1994), pp. 363-384; and Pavel Podvig, "History and Current Status of the Russian Early Warning System," *Science and Global Security* Vol. 10. No. 1 (2002), pp. 21-60.

⁶⁴ Bruce G. Blair, *Global Zero Alert for Nuclear Forces* (Washington DC: Brookings Institution, 1995), pp. 46-50.

⁶⁵ Согласно другому описанию, сигнал «ракетной атаки» посылается на терминалы системы «Казбек», которые доступны Президенту, министру обороны и начальнику генерального штаба, см. Pavel Podvig, ed., *Russian Strategic Nuclear Forces* (Cambridge, MA: The MIT Press, 2001), p. 438.

состоянии разомкнут⁶⁶.

5. В соответствии с российскими процедурами национальному командованию (президенту и министру обороны) дается три минуты для обсуждения и подтверждения (или отказа) запуска российских ракет.
6. Для выдачи и передачи приказа на запуск вместе с кодами разблокировки потребуется около 2 – 3 минут. С момента подъема ракеты проходит 12 – 13 минут.
7. После получения приказа для выхода российских ракет из своих шахт потребуется до 8 минут. С момента начала вражеской атаки до запуска российских ракет пройдет около 20 минут.

Российские процедуры рассчитываются таким образом, чтобы общее время их выполнения было на 10 минут короче времени полета МБР от континентальной части США. Российские опасения по поводу того, что эти процедуры могут не работать так, как это запланировано, привели к дополнительной установке так называемой «мертвой руки», которая будет автоматически передавать приказы о запуске⁶⁷.

Ложные предупреждения

Технические и оперативные процедуры могут приводить к ошибкам, которые иногда могут комбинироваться, создавая ложные сигналы систем раннего предупреждения. История холодной войны полна такими примерами. В США в период с 1977 по 1984 г., единственный, по которому была опубликована официальная информация, системы раннего предупреждения в среднем выдавали по 2 598 предупреждений о потенциальных ракетных атаках за год. Из них около 5% требовало дальнейшего анализа⁶⁸. В докладе сенату США по ложным сигналам тревоги от системы раннего предупреждения отмечалось, что все 3 703 конференции по ракетам с 1 января 1979 г. по 30 июня 1980 г. произошли из-за «реальных помех в датчиках предупреждения, или некоторых физических явлений, или переконфигурации датчиков предупреждения»⁶⁹. В исследовании наблюдалось также, что, кроме того, компьютеры и системы связи передавали ложную информацию, но до июня 1980 г. «записи о реальных инцидентах не велось», и цитировалась оценка НОРАД, что такая передача ложной информации случалась, может быть, два или три раза в год.

В известном случае 1980 г. директор НОРАД заявил об указаниях на атаку со спутников и радаров раннего предупреждения, но операторы наземной станции не сообщали о том, что такие данные были получены с датчиков. Стратегические предупреждения также не предполагали обоснованной угрозы. В связи с этим НОРАД не смог дать своей оценки в течение требуемых 3 минут. Для того, чтобы определить необоснованность предупреждения, потребовалось 8 минут⁷⁰.

В происшествии с российской системой раннего предупреждения в 1995 г. был обнаружен запуск норвежской научной ракеты, и дело прошло по всей командной цепочке вплоть до президента Ельцина прежде, чем было выяснено, что это событие не является предвест-

⁶⁶ Сигнал «ракетной атаки» может быть передан также, когда надежная информация о двух или более запусках поступает только от радарных систем, без сигнала со спутников, см. Pavel Podvig, ed., *Russian Strategic Nuclear Forces* (Cambridge, MA: The MIT Press, 2001), p. 438.

⁶⁷ Bruce G. Blair, *Global Zero Alert for Nuclear Forces* (Washington DC: Brookings Institution, 1995), pp. 50-51.

⁶⁸ Bruce Blair, *The Logic of Accidental Nuclear War* (Washington, DC: Brookings Institution Press, 1993), f.n. 46, pp. 342-343. См. также H. L. Abrams, "Strategic Defense and Inadvertent Nuclear War," in *Inadvertent Nuclear War: The Implications of the Changing Global Order*, eds. H. Wiberg, I.D. Petersen, and P. Smoker (Oxford: Pergamon Press, 1993), pp. 39-55.

⁶⁹ "Recent False Alerts From The Nation's Missile Attack Warning System" Report by Senator Gary Hart and Senator Barry Goldwater to Committee on Armed Services United States Senate, October, 9 (Washington DC: U.S. Government Printing Office, 1980), p. 4.

⁷⁰ Bruce G. Blair, *The Logic of Accidental Nuclear War* (Washington DC: Brookings Institution, 1993), p. 194.

ником атаки⁷¹.

Системы раннего предупреждения в Индии и Пакистане также будут подвержены ложным сигналам тревоги. Более короткие времена полета в Южной Азии ограничат возможности, доступные принимающим решения лицам, для доступа к данным с их систем раннего предупреждения. Следовательно, риск от ложных сигналов тревоги будет больше, чем в случае конфликта «холодной войны».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Наш анализ показывает, что в Южной Азии с существующими ракетами оцениваемое время полета будет лежать в пределах от 8 до 13 минут для дальностей от 600 до 2000 км, соответственно. На деле время будет даже меньше. Если ракета летит по настильной траектории, то время полета ракеты может достигать 5 минут для расстояния в 600 км. Это очевидно станет серьезной проблемой для систем раннего предупреждения и по этой причине оно может быть принято. Поэтому мы уделим внимание таким траекториям. Времена полета ракет от 5 до 13 минут соответствуют траекториям от пусковых площадок ракет на авиабазах обеих стран до больших военных баз, включая возможные расположения ядерных арсеналов, или их командных постов в другой стране.

Ракета на настильной траектории может быть обнаружена не ранее, чем через полминуты или минуту после старта, если Индия или Пакистан будут обладать соответствующими инфракрасными датчиками на спутниках раннего предупреждения на геосинхронной орбите. В настоящее время ни одна страна таких возможностей не имеет; с учетом опыта России и СССР, можно ожидать, что разработка требующихся ИК-датчиков представит серьезную проблему.

Наши расчеты показали, что радары раннего предупреждения (такие, как «Грин Пайн»), если они будут размещены в Южной Азии, будут иметь достаточную дальность для того, чтобы обнаружить ракету сбоку вскоре после запуска – после того, как ракета поднимется выше горизонта радара. Это обнаружение произойдет примерно через полминуты после обнаружения геосинхронным спутником. Здесь ситуация существенно отличается от случая США и СССР/России, где спутники обеспечивали несколько дополнительных минут предупреждения.

Если спутники действительно предоставляют независимый способ наблюдения запусков ракет, они могут сократить риск ложных сигналов тревоги. Тем не менее, это сильно зависит от архитектуры системы. Поскольку предупреждения от двух систем должны анализироваться вместе, существует возможность совместной неисправности⁷². Дополнительные компоненты также увеличивают сложность системы, делая ее более непрозрачной и трудно предсказуемой в смысле отклонения от проектного поведения⁷³. Дублирование также приводит к ложному ощущению безопасности, которое может заставить принимающих решения лиц доверять ей больше, чем она этого заслуживает.

В свете указанных выше аргументов имеет смысл спросить, будут ли спутники раннего предупреждения в Южной Азии служить какой-либо полезной цели?

⁷¹ Bruce G. Blair, Harold A. Feiveson, and Frank von Hippel, "Taking Nuclear Weapons off Hair-Trigger Alert," *Scientific American* (November 1997).

⁷² Примером того, как близко можно подойти к отказу группового типа, является случай в январе 1968 г., когда самолет В-52 разбился над радаром раннего предупреждения в Туле, Гренландия. Имелись опасения того, что нарушение связи с радаром может быть ошибочно воспринято как нападение на радар, возможный предшественник полномасштабной ядерной атаки. Для того, чтобы уменьшить вероятность такой ошибки, бомбардировщик В-52 непрерывно патрулировал в воздухе над радаром для подтверждения того, что нападения на радар не было. Если бы разбившийся бомбардировщик повредил радар, то НОРАД получил бы двойной сигнал о советском нападении, что привело бы к повышению уровня тревоги, и, возможно, к ядерной атаке. Scott Sagan, *The Limits of Safety: Organizations, Accidents and Nuclear Weapons* (Princeton: Princeton University Press, 1993), pp. 156-203.

⁷³ Утверждается, что аварии в сложных системах неизбежны. См. Charles Perrow, *Normal Accidents: Living with High-Risk Technologies* (New York: Basic Books, 1984).

Независимо от того, был ли обнаружен запуск ракеты спутником или радаром, или ими обеими, любые процедуры оценки в Индии и Пакистане потребуют, чтобы информация была обработана, принимающие решения лица информированы, и действия предприняты не более, чем за 4 – 7 минут – для атаки на соответствующие столичные города. Такой короткий период накладывает гораздо более строгие ограничения на анализ и подтверждение любого предупреждения, и на принятие решений. В случае запуска ракет по настильным траекториям на столицы в лучшем случае времени хватит на передачу предупреждения лицам, принимающим решения. Никакого времени на консультации или обдумывание не останется. Не будет времени на принятие решения как такового. Поэтому любые действия могут проводиться только по заранее подготовленному плану.

Имеются два способа, не являющихся взаимоисключающими, которыми можно будет использовать предупреждение, получаемое от системы. Одним из них является его непосредственное направление в систему противоракетной обороны. Например, Индия пытается приобрести у Израиля систему «Эрроу»⁷⁴. Если ракеты не несут ядерных боеголовок, то представляется, что этот отклик должен быть автоматическим и не потребует принятия решений человеком. Вторым способом является передача предупреждения военному и политическому руководству. Как мы показали, у них будет время только на то, чтобы запустить некоторые определенные заранее ответные действия.

Имеется два вида заранее определенных ответных действий. Первым из них является пережидание возможной атаки и последующее определение дальнейших действий. В этом случае раннее предупреждение не сможет информировать лиц, принимающих решения, никаким разумным способом. Второй вид заключается в немедленном ответном ударе по получении предупреждения (т.е. запуск по оповещению), который, в свою очередь, требует поддержания оружия в высокой степени готовности.

Вообще говоря, можно аргументировать, что организационные предубеждения подталкивают лиц, принимающих решения, использовать приобретение системы раннего предупреждения для принятия доктрины «запуска по оповещению»⁷⁵. В позиции «запуска по оповещению» опасность случайного возникновения ядерной войны в Южной Азии будет еще больше, чем в случае конфронтации сверхдержав.

⁷⁴ "Israel Boosts Indian Missile Defence Hope," *Indian Express* (15 February 2003).

⁷⁵ Этот аргумент развивается в M. V. Ramana, "Risks of Launch on Warning Posture," *Economic and Political Weekly* (1 March 2003), pp. 860-864.

БЛАГОДАРНОСТИ

Р. Раджараман благодарит профессоров Фрэнка фон Хиппеля и Хэла Фейвесона, и программу науки и глобальной безопасности Принстонского университета за поддержку его визитов и их теплую гостеприимность. Авторы также благодарят Фрэнка фон Хиппеля и Хэрольда Фейвесона, так же как и Джорджа Льюиса, Дэвида Райта, Теда Постола, и Юргена Алтмана за полезные комментарии и обсуждения.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1 ДИНАМИКА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Аналитические результаты

Хотя баллистический участок регулярно рассматривается в стандартных учебниках по ракетам и снарядам, целесообразно представить здесь определения, для того, чтобы показать, как легко они могут быть получены из элементарных идей ньютоновской механики в приложении к задаче Кеплера⁷⁶. Для начала предположим, что Земля является идеальной сферой массы M , которая создает гравитационную силу величины GMm/r^2 , направленную к ее центру от тела с массой m . Из-за того, что сила является центральной, угловой момент сохраняется. Следовательно, орбита должна лежать в плоскости, описываемой полярными координатами (r, θ) с центром Земли в качестве начала координат этой плоскости. Ньютоновские уравнения движения в этих полярных координатах имеют вид:

$$\begin{aligned} \ddot{r} - r(\dot{\theta})^2 + \mu/r^2 &= 0 \\ r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta} &= \frac{1}{r} \frac{d(r^2\dot{\theta})}{dt} = 0 \end{aligned} \quad (\text{A1.1})$$

где $\mu = MG$. Второе уравнение представляет сохранение углового момента (на единицу массы), т.е. $l = r^2(d\theta/dt)$ постоянно. Оно может быть использовано для исключения переменной t с оставлением l и θ посредством приравнивания оператора d/dt величине $(l/r^2)(d/d\theta)$. После этого первое уравнение можно переписать в виде:

$$\frac{d^2u}{d\theta^2} + u = \frac{\mu}{l^2} \quad (\text{A1.2})$$

где $u \equiv 1/r$. Это уравнение орбиты. Очевидно, что оно математически эквивалентно уравнению одномерного осциллятора $u(\theta)$, на который действует дополнительная постоянная сила (μ/l^2) , и которое легко интегрируется:

$$u = A \cos \theta + B \sin \theta + \frac{\mu}{l^2} \quad (\text{A1.3})$$

Это уравнение представляет конические сечения в полярных координатах. Постоянные A и B получаются из начальных условий в конце активного участка, который, как предполагается, находится на некоторой высоте h над поверхностью Земли (радиуса R). В этой точке начинается кеплеровское движение, или свободное падение, которое соответствует $\theta = 0$.

⁷⁶ Определение в основном следует из Frank J. Regan, *Re-Entry Vehicle Dynamics* (New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984), pp. 65-80.

Начальные условия таковы:

$$u(0) = \frac{1}{R+h}, \quad \frac{du}{d\theta}(0) = \frac{-\tan \gamma}{R+h} \quad (\text{A1.4})$$

где γ представляет собой угол между местной горизонталью и скоростью ракеты в начале баллистического (или конце активного) участка. Используя эти начальные условия, мы получаем:

$$\frac{1}{r} = \frac{\mu(1-\cos \theta)}{l^2} + \frac{\cos(\theta + \gamma)}{(R+h)\cos \gamma} \quad (\text{A1.5})$$

Затем, положим ϑ равным углу дальности, т.е., значению угла θ в конце баллистического участка, где ракета возвращается в атмосферу. Это произойдет вблизи цели на некоторой высоте h_2 над земной поверхностью. Это высота h_2 довольно произвольна, поскольку у атмосферы нет резкой границы; h_2 представляет собой эффективную толщину. Подставляя $r = R + h_2$ при $\theta = \vartheta$, мы получаем:

$$\frac{1}{R+h_2} = \frac{\mu(1-\cos \vartheta)}{l^2} + \frac{\cos(\vartheta + \gamma)}{(R+h)\cos \gamma} \quad (\text{A1.6})$$

Напомним, что здесь l относится к сохраняющемуся угловому моменту на единицу массы. Его (начальное) значение равно $l = V(R+h)\cos(\gamma)$. Уравнение (A1.6) можно поэтому обратить и получить выражение для скорости при отсечке двигателя V в зависимости от угла дальности ϑ и угла при отсечке γ :

$$V^2 = \frac{\mu(1-\cos \vartheta)}{\left(\frac{R+h}{R+h_2} - \frac{\cos(\vartheta + \gamma)}{\cos \gamma}\right)(R+h)\cos^2 \gamma} \quad (\text{A1.7})$$

Можно рассчитать оптимальное значение угла отсечки, которое минимизирует скорость для заданной дальности ϑ , определив максимум знаменателя уравнения (A1.7) по отношению к γ . Это дает оптимальный угол:

$$\gamma_{op} = \frac{\sin \vartheta}{\frac{R+h}{R+h_2} - \cos \vartheta} \quad (\text{A1.8})$$

Аналогично, такой выбор угла отсечки γ определяет максимальную дальность для заданной скорости отсечки.

Наконец, полное время полета T на баллистическом участке может быть рассчитано при помощи соотношения $I \equiv r^2 d\theta / dt$, для того, чтобы получить интеграл $T = \int dt = \frac{1}{l} \int_0^\vartheta d\theta r^2(\theta)$.

После подстановки в и $T = \frac{R+h}{V \cos \gamma} \left[\frac{\tan \gamma(1-\cos \vartheta) + (1-\lambda)\sin \vartheta}{(2-\lambda)\left[\frac{1-\cos \vartheta}{\lambda \cos^2 \gamma} + \frac{\cos(\vartheta + \gamma)}{\cos \gamma}\right]} \right] \theta$ и длинного, но непосредственного выч

$$+ \frac{2 \cos \gamma}{\lambda \left(\frac{2}{\lambda} - 1\right)^{\frac{3}{2}}} \tan^{-1} \left[\frac{\left(\frac{2}{\lambda} - 1\right)^{\frac{1}{2}}}{\cos \gamma \cot(\vartheta/2) - \sin \gamma} \right] \right],$$

(A.1.9)

где $\lambda = V^2(R+h)/\mu$. Уравнения (A1.7) и (A1.9) являются стандартными точными результатами для баллистического участка в гравитационном поле идеализированной сферической Земли.

Эти результаты могут быть упрощены при помощи некоторых приближений, которые выполняются с точностью до нескольких процентов для типичных полетов ракеты в Южной Азии. Для начала можно пренебречь высотой отсечки h и эффективной толщиной атмосферы h_2 . Типичная высота отсечки для одноступенчатых ракет, таких, как «Притхви» или «Скад», равна примерно 30 км; для двухступенчатых ракет, таких, как «Агни», она равна примерно 100 км. Плотность атмосферы быстро уменьшается с увеличением высоты, падая до одной сотой от давления на уровне моря на высоте 30 км. Эти величины много меньше радиуса Земли, который примерно равен 6370 км. Если мы пренебрежем этими высотами h и h_2 по сравнению с радиусом Земли R , то уравнение (A1.7) упростится до:

$$\begin{aligned} V^2 &= \frac{\mu}{R \cos \gamma} \frac{(1 - \cos \vartheta)}{(\cos \gamma - \cos(\vartheta + \gamma))} \\ &= \frac{\mu}{R \cos^2 \gamma} \frac{1}{(1 + \tan \gamma \cot \vartheta / 2)} \end{aligned} \quad (\text{A1.10})$$

Оптимальный угол в уравнении (A1.8) сводится в этом пределе h и $h_2 \ll R$ к

$$\tan(2\gamma_{op}) = \frac{\sin \vartheta}{1 - \cos \vartheta} = \cot(\vartheta / 2) \Rightarrow \gamma_{op} = \frac{\pi - \vartheta}{4} \quad (\text{A1.11})$$

Численные расчеты траекторий ракет

Учесть сложности активного и конечного участков, аэродинамику в атмосфере и детальные характеристики индивидуальных ракет можно только численными методами. В этом подразделе мы представим подробности таких численных вычислений. Для этих расчетов мы использовали программу Matlab (версия 5.0). Полным набором уравнений, описывающих всю траекторию, являются те же самые законы Ньютона, использованные ранее для баллистического участка с включенными эффектами тяги и торможения. Они могут быть записаны как⁷⁷:

⁷⁷ См., например, Lisbeth Gronlund and David Wright, "Depressed Trajectory SLBMs: A Technical Evaluation and Arms Control Possibilities," *Science and Global Security* 3, no. 1-2 (1992), pp. 101-159. Как обсуждалось ранее, мы пренебрегаем поправками на сжатие и вращение Земли.

$$\begin{aligned}
\frac{dv}{dt} &= \frac{T}{m(t)} - \frac{C_d \rho A v^2}{2m(t)} - g \sin(\gamma) \\
\frac{d\gamma}{dt} &= \frac{d\psi}{dt} + \frac{T \sin(\eta)}{vm(t)} - \frac{g \cos(\gamma)}{v} \\
\frac{d\psi}{dt} &= \frac{v \cos(\gamma)}{R+h} \\
\frac{dh}{dt} &= v \sin(\gamma) \\
\frac{dm}{dt} &= \frac{T}{g_0 I_{sp}}
\end{aligned}
\tag{A1.12}$$

где v – скорость в момент времени t , T – сила тяги, η – угол между силой тяги и скоростью, m – масса в момент времени t , C_d – коэффициент сопротивления, ρ – плотность воздуха в зависимости от высоты, A – площадь поперечного сечения ракеты, γ – угол между силой тяги и местной горизонталью (часто называемый углом пути полета), ψ – угловая дальность, h – высота над поверхностью Земли, g – локальное ускорение силы тяжести в зависимости от высоты, I_{sp} – удельный импульс, мера содержания энергии в топливе и тяга, образующаяся при сгорании единицы массы топлива в единицу времени. Мы следуем стандартному подходу, в котором ускорение силы тяжести на уровне моря g_0 выносится за скобки, и удельный импульс получает размерность времени. Мы предполагаем, что тяга ракеты постоянна в течение активного участка и равна нулю вне его⁷⁸. Средняя тяга во время активного участка определяется выражением:

$$T = \frac{g_0 M_{prop} I_{sp}}{t_{burnout}} = \frac{9,8 M_{prop} I_{sp}}{t_{burnout}}
\tag{A1.13}$$

Хотя все величины не известны точно, приблизительные значения для большей части интересующих нас параметров известны из открытой печати. Одна величина, которая обычно не указывается, это угол η между силой тяги и скоростью в зависимости от времени⁷⁹. При решении этих уравнений мы изменяли η для того, чтобы получить желаемую дальность или минимизировать время полета.

Коэффициент торможения C_d во время активного участка предполагается таким же, как измеренные значения для ракеты V-2, которые показаны на рис. 3 в зависимости от отноше-

⁷⁸ Это не совсем правильно. Помимо вариаций в сгорании топлива, потому что атмосферное давление понижается с ростом высоты, тяга и удельный импульс будут увеличиваться при переходе к большим высотам; это изменение может достигать порядка 10-30% от общей тяги. См. George P. Sutton and Oscar Biblarz, *Rocket Propulsion Elements* (New York: John Wiley, 2001), p. 33. Поэтому мы используем средний удельный импульс.

⁷⁹ В действительности, проблема еще более сложна. Ракеты обычно не запускаются на максимальную возможную дальность. Для того, чтобы достичь конкретной цели, которая располагается на дальности, меньшей максимальной, имеется две возможности. Одна из них заключается в отсечке тяги ракеты до полного расходования всего топлива. Альтернатива заключается в том, чтобы израсходовать часть энергии топлива на более длинный путь на активном участке таким образом, чтобы активный участок заканчивался с нужной скоростью и углом вылета. Это называется общей схемой управления по энергии (GEM). См. Paul Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance* (New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997), pp. 281-289.

ния скорости ракеты к локальной скорости звука⁸⁰.

Мы будем предполагать, что ракета сбрасывает топливные баки в конце активного участка. В этом случае остается только головная часть, форма которой считается полусферой, присоединенной к притупленному конусу. При этом коэффициент торможения C_d ракеты при входе в атмосферу будет определяться формулой

$$C_d = 2 \sin^2(\alpha) + \left(\frac{r_n}{r_b}\right)^2 (1 - 2 \sin^2(\alpha) + \sin^4(\alpha)),$$

где α является половинным углом раскрытия конуса, r_n является радиусом передней полусферы, а r_b является радиусом основания головной части⁸¹. Плотность атмосферы и локальная скорость звука (необходимая для расчета коэффициента торможения) в зависимости от высоты, показанные на рис. 4 и 5, взяты из стандартной атмосферы США 1976 г.⁸²

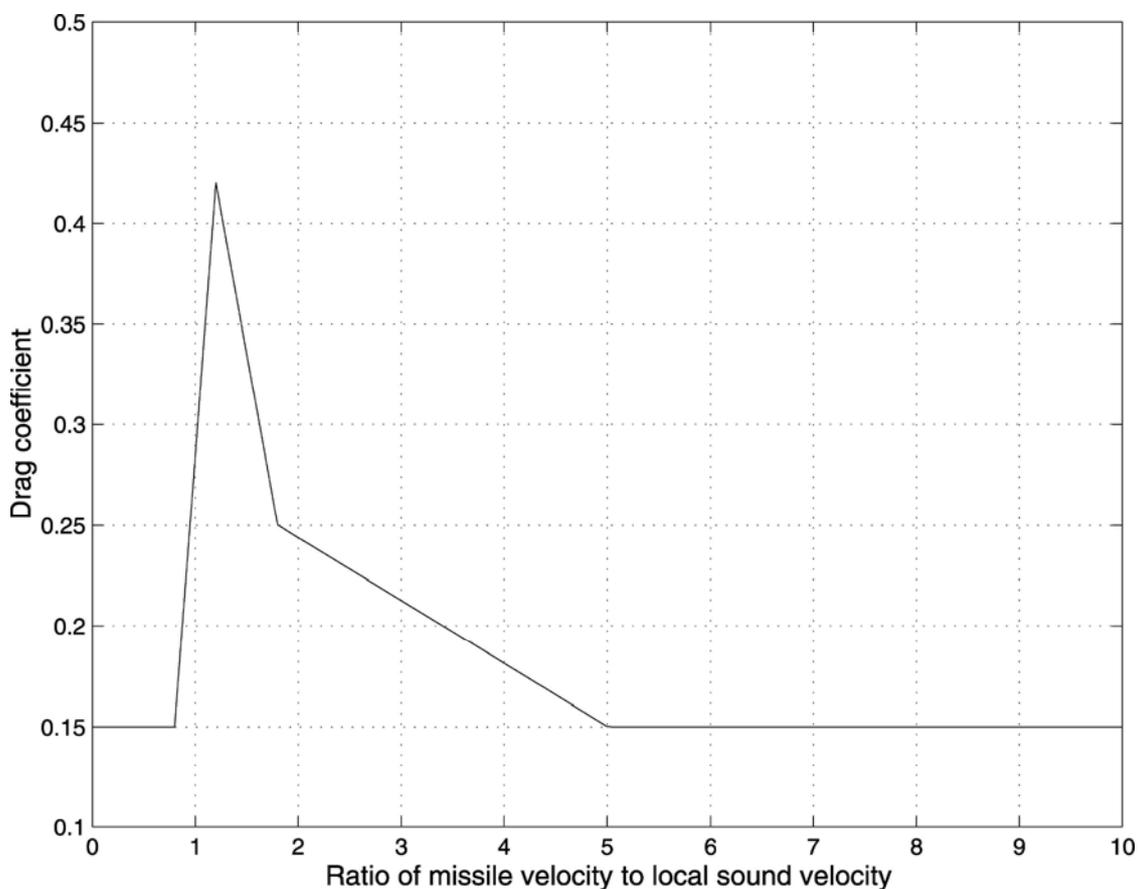


Рис. 3. Коэффициент торможения ракеты в зависимости от отношения скорости ракеты к местной скорости звука.

⁸⁰ См., например, ссылку [76].

⁸¹ См. ссылку [75], pp. 229-231.

⁸² National Aeronautics & Space Administration, *U.S. Standard Atmosphere, 1976* (Washington, DC: U.S. Department of Commerce, National Technical Information Service, 1976).

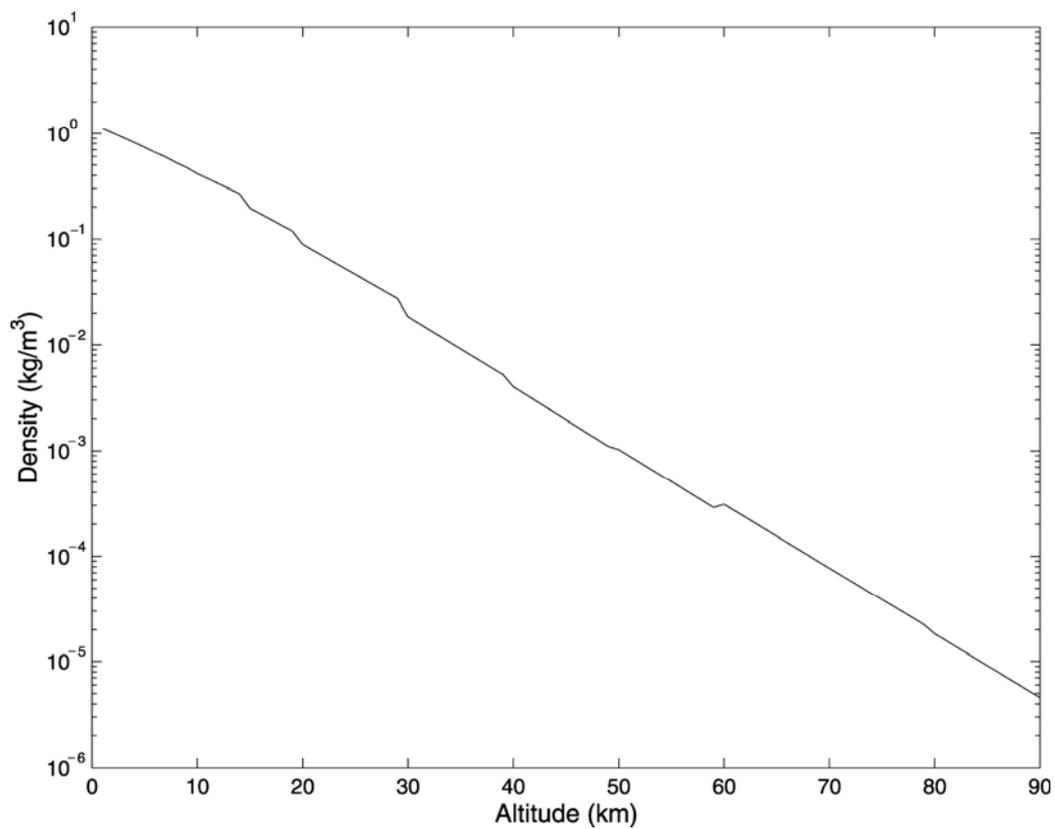


Рис. 4. Плотность атмосферы в зависимости от высоты.

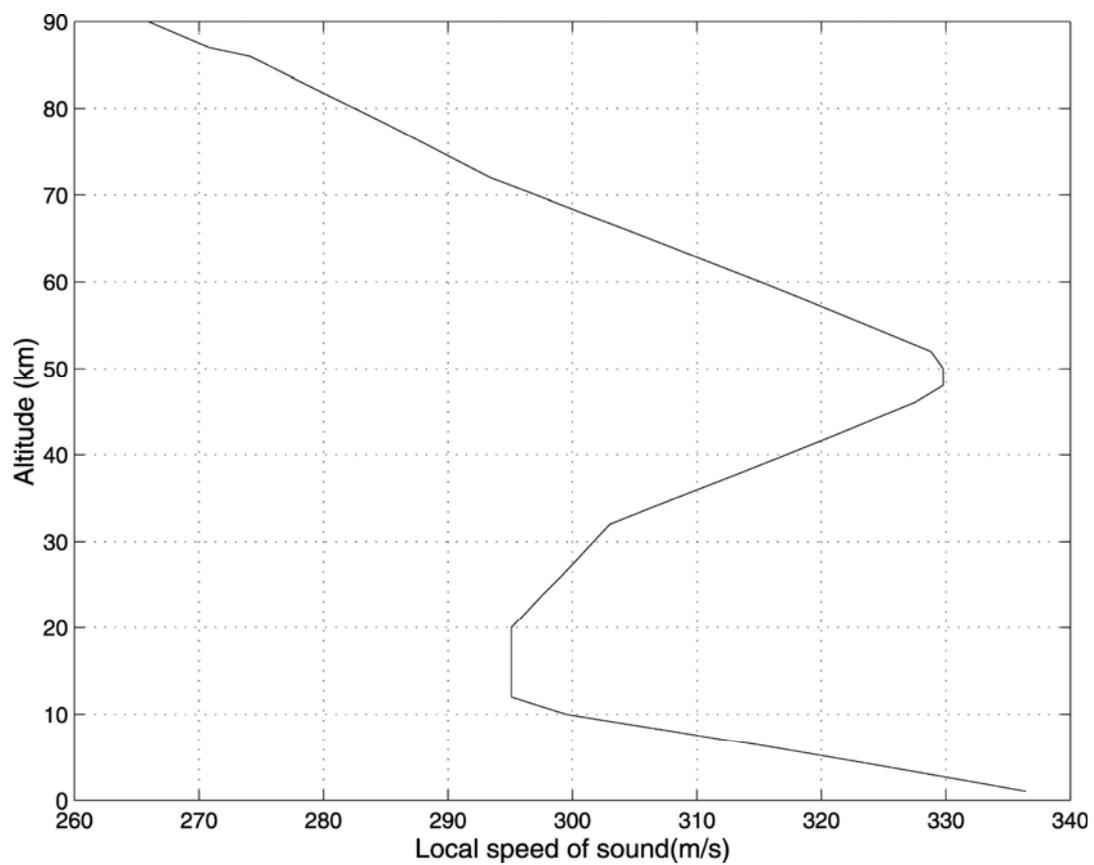


Рис. 5. Локальная скорость звука в зависимости от высоты.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2 ВЛИЯНИЕ ВРАЩЕНИЯ ЗЕМЛИ

Рассмотрим простой пример, в котором мы имеем, в связанной с Землей системе координат, пусковую площадку r_B и цель r_T , расположенные на поверхности Земли, на одной и той же широте L и разнесенные по долготе на разность долгот ψ_0 . По мере вращения Земли $r_B(t)$ и $r_T(t)$ изменяются со временем в любой фиксированной инерциальной системе координат. Выберем инерциальную систему, в которой сферические полярные углы совпадают с географической широтой и долготой при $t = 0$. Тогда в начале траектории ракеты разделение по азимутальному углу $\psi_{t=0}$ между пусковой площадкой и целью является просто разностью долгот. По мере полета ракеты цель перемещается вдоль азимутального направления из-за вращения Земли, достигая конечного азимутального угла разделения ψ_T , задаваемого выражением:

$$\psi_T = \psi_0 + \Omega T \quad (\text{A2.1})$$

После этого угол дальности, под которым видна траектория из центра Земли в инерциальной системе координат, будет равен:

$$\cos \vartheta = \frac{\vec{r}_B(0) \vec{r}_T(T)}{R^2} = \cos^2 L \cos \psi_T + \sin^2 L \quad (\text{A2.2})$$

В приближении малых дальностей, которое, как мы видели в разделе этой статьи по динамике баллистических ракет, является вполне неплохим для примеров из Южной Азии, оба угла ϑ и ψ_T будут малыми.

Тогда уравнение (A2.2) можно аппроксимировать как:

$$1 - \frac{\vartheta^2}{2} \cong \cos^2 L \left(1 - \frac{\psi_T^2}{2} \right) + \sin^2 L \quad (\text{A2.3})$$

$$\vartheta \approx \cos L \cdot \psi_T = \cos L \cdot (1 + \Omega T)$$

Вставим это выражение в формулу для времени перелета для малых углов (уравнение (6)) и получим:

$$T = \frac{R \cos L (1 + \Omega T)}{V \cos \gamma} \quad (\text{A2.4})$$

Здесь V и γ означают скорость отсечки и угол наклона ракеты в инерциальной плоскости. Они отличаются от соответствующих величин V_0 и γ_0 в земной системе координат из-за вращения Земли, которое происходит в азимутальном направлении. Мы вспомним, что в этом примере, где начальная и конечная точки находятся на одной и той же широте L , горизонтальная компонента скорости отсечки в обеих системах, так же, как и дополнительная скорость, обусловленная вращением Земли, располагаются вдоль широты. Очевидно, что

$$V \cos \gamma = V_0 \cos \gamma_0 + \Omega R \cos L \quad (\text{A2.5})$$

Следовательно,

$$T = \frac{R \cos L (\psi_0 + \Omega T)}{V_0 \cos \gamma_0 + \Omega R \cos L}$$

$$= \left(T_0 + \frac{\Omega R T \cos L}{V_0 \cos \gamma_0} \right) \left(\frac{\Omega R \cos L}{V_0 \cos \gamma_0} \right)^{-1} \quad (\text{A2.6})$$

где

$$T_0 = \frac{R \cos L \psi_0}{V_0 \cos \gamma_0} \quad (\text{A2.7})$$

представляет собой время перелета при отсутствии вращения Земли. Очевидно, что $T = T_0 + O(\Omega)$. Поэтому мы можем записать уравнение (A2.6) как

$$T = \left(T_0 + \frac{\Omega R \cos L (T_0 + O(\Omega))}{V_0 \cos \gamma_0} \right) \left(\frac{\Omega R \cos L}{V_0 \cos \gamma_0} \right)^{-1}$$

$$= T_0 + O(\Omega^2)$$

Таким образом, мы видим, что с точностью до членов первого порядка по Ω время полета не меняется под действием вращения Земли. Порядок поправки должен быть пропорционален Ω^2 . Более точно, относительная поправка к времени полета должна быть порядка безразмерного параметра $\kappa \equiv (R\Omega/V)^2$, где $R = 6370$ км – радиус Земли, $\Omega = 7,29 \cdot 10^{-5}$ радиана в секунду и V , типичная скорость ракеты, может быть положена равной 3 км/с. С этими значениями поправка к времени полета будет примерно равна 2,4%. Для полета от Саргодхи до Дели длительностью 8 минут она составит всего 12 секунд.

Этот расчет был проведен для специального удобного случая широтной траектории. Но он позволяет предположить, что в целом для траекторий в Южной Азии влияние земного вращения на время перелета не будет достаточно сильным для того, чтобы повлиять на любые вопросы стратегии или политики раннего предупреждения.

ПРИЛОЖЕНИЕ 3 ОСНОВЫ РАДИОЛОКАЦИИ И ОЦЕНКА ПОПЕРЕЧНЫХ СЕЧЕНИЙ⁸³⁸³

Предположим, что радар излучает один импульс продолжительностью τ секунд и мощностью P_t Ватт в телесный угол Ω стерадиан. Поток энергии от этого импульса на расстоянии r метров будет равен:

$$F_e = \frac{\tau P_t}{\Omega r^2} \quad (\text{A3.1})$$

Любая цель на этом расстоянии, которая экспонируется на этом потоке, будет переизлучать долю энергии, которую она перехватывает. Количество переизлученной энергии и ее угловое распределение в общем случае определить будет сложно, они зависят от длины волны радара, геометрии и других характеристик цели. Эти усложнения можно ввести в один множитель, называемый поперечным радиолокационным сечением (обозначаемым

⁸³ Это следует из обсуждений в Merrill Skolnik, *Introduction to Radar Systems* (New York: McGraw Hill, 1980) and J. C. Toomay, *Radar Principles for the Non-Specialist* (Mendham, NJ: Scitech Publishing, 1998).

через σ), который определяется уравнением:

$$F_r = \frac{\sigma F_e}{4\pi r^2} \quad (\text{A3.2})$$

где F_r – отраженная энергия на единицу площади, принятая радаром. Поэтому сигнал S , который обнаруживает приемник радара площадью A , поэтому равен:

$$S = AF_r = \frac{\tau P_t \sigma A}{4\pi \Omega r^4} \quad (\text{A3.3})$$

Отметим, что сигнал уменьшается обратно пропорционально четвертой степени расстояния до цели. Сигнал, рассчитанный выше, соответствует обнаружению в виде одиночного импульса. Но поскольку радар принимает излучаемые импульсы непрерывно, сигнал может быть увеличен при многократном облучении мишени многими импульсами. Если n отраженных сигналов складываются когерентно, то результирующее отношение сигнала к шуму (S/N) вырастет в n раз. В действительности полное когерентное наложение n сигналов может оказаться недостижимым. Для учета этого мы в дальнейшем будем использовать n как эффективный фактор усиления. Процесс обнаружения радаром сталкивается с потерями в системе (обозначаемые через L) и фоновый шум от различных источников. Комбинированная энергия шума N описывается с помощью эффективной шумовой температуры T_s и равняется kT_s , где $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/град. Комбинируя эти различные элементы, мы получаем основное уравнение радара:

$$\frac{S}{N} = \frac{n\tau P_t \sigma A}{4\pi \Omega r^4 kT_s L} \quad (\text{A3.4})$$

В литературе по радарам это уравнение представляется в нескольких эквивалентных формах. Например, часто определяется величина, называемая усилением ($G = 4\pi/\Omega$); эта величина характеризует способность фокусировать свою выходную мощность в телесный угол Ω . Множитель Ω часто заменяют на $4\pi/G$, чтобы получить еще одну часто используемую форму. Аналогично, предполагая, что усиление ограничено только дифракцией, саму величину G могут заменить на $4\pi A/\lambda^2$.

Из уравнения радара (A3.4) мы можем видеть, что при заданном отношении сигнала к шуму S/N , принятом за оптимальное, расстояние, на котором радар может обнаружить цель, дается выражением:

$$R_d = \left(\frac{n\tau P_t \sigma A}{4\pi \Omega kT_s L (S/N)} \right)^{1/4} \quad (\text{A3.5})$$

В литературе часто называют величину R_d *дальностью радара*, но мы подчеркиваем, что эта величина зависит от поперечного сечения, которое может изменяться на порядки величины, в зависимости от ориентации цели. Например, ракета, которая приближается прямо к радару (носом), будет иметь поперечное сечение, определяемое небольшой площадью ее носового конуса. Однако, поперечное сечение той же самой ракеты, наблюдаемой сбоку во время запуска, будет больше из-за большей площади, перпендикулярной лучу радара.

Режим поиска

При использовании для раннего предупреждения о ракетном нападении, радар должен сканировать большой сегмент (Ω_s) небесной сферы, из которого может прилететь ракета. Обычно Ω_s составляет телесный угол в несколько стерадиан (одна половина небесной сферы соответствует 2π стерадиан). С другой стороны, ширина луча радара (телесный угол) Ω делается много меньше, чтобы увеличить плотность энергии в луче. Например, радар, диаметр которого равен 5 м, работающий на длине волны 25 см (L-диапазон), имеет предельный пучок с телесным углом $\Omega = 0,0025$ стер. Поэтому луч радара сканирует желаемую область неба. Можно представить себе сканируемую область, разделенные на угловые элементы, устанавливаемые шириной луча радара. Затем луч радара должен перемещаться от элемента к элементу, покрывая всю область за период времени, называемый временем сканирования (t_s).

В этом режиме сканирования уравнение радара обычно записывают в терминах средней мощности, излучаемой радаром в течение однократного сканирования интересующей области. Оно соотносится со средней мощностью как:

$$P_{ave} = \frac{nP_t\tau}{t_s} \left(\frac{\Omega_s}{\Omega} \right) \quad (A3.6)$$

Уравнение для дальности можно переписать в терминах P_{ave} как:

$$R_d = \left(\frac{t_s P_{ave} \sigma A}{4\pi\Omega_s k T_s L(S/N)} \right)^{1/4} \quad (A3.7)$$

Радиолокационные поперечные сечения

Важной величиной для целей расчета дальности обнаружения радаром является радиолокационное поперечное сечение σ , которое косвенно определяется уравнением (A3.2). Из-за сложности взаимодействия луча радара с целью, оно не будет совпадать с геометрическим поперечным сечением цели, видимым радаром. Кроме того, как видно из уравнений (A3.2-3), оно является геометрическим поперечным сечением эквивалентного идеального изотропного рефлектора. Если цель является геометрическим поперечным сечением идеально проводящей сферической цели, радиус которой a много больше длины волны радара λ , и которая переизлучает всю падающую на нее энергию, σ будет ее геометрическим поперечным сечением.

Любая реальная цель будет неизотропно переизлучать падающее излучение, и ее эффективное радиолокационное поперечное сечение будет зависеть от ее формы и размеры и, из-за дифракционных эффектов, от длины волны. В стандартных учебниках по радиолокации это поперечное сечение рассчитывается для нескольких различных форм и размеров. Особенный интерес для нас представляют поперечные сечения ракеты при запуске (сбоку) и с носовой частью, направленной на радар.

В первом приближении можно трактовать ракету сбоку как цилиндр длины l и диаметра d . Радиолокационное поперечное сечение цилиндра больше, чем геометрическое поперечное сечение (ld)⁸⁴. В то время как отражение в плоскости, перпендикулярной оси цилиндра, будет изотропным, отражение вдоль оси будет иметь только дифракционную ширину порядка l/λ . Получившееся угловое усиление приведет к эффективному поперечному сечению цилиндра, равному:

$$\sigma_{cyl} = ld \times \pi l / \lambda = \pi l^2 d / \lambda \quad (A3.8)$$

⁸⁴ J. C. Toomay, *Radar Principles for the Non-Specialist* (Mendham, NJ: Scitech Publishing, 1998), p. 69.

Если мы выберем значения, типичные для одноступенчатых ракет ($l = 10$ м, $d = 1,5$ м) и длине волны радара 0,25 м, то мы получим значение $\sigma = 188$ м².

Если ракета наблюдается после активного участка и полезная нагрузка была отделена от ракеты, то важным становится поперечное сечение одной головной части. Предельным случаем является ее направление прямо на радар. В предположении, что она имеет форму конуса и сферы, ее поперечное сечение будет геометрическим сечением πa^2 при $\lambda \ll 2\pi a$. Но когда радиус носовой части конуса уменьшается и становится сравнимым с λ , поперечное сечение начинает колебаться между $0,5 \lambda^2$ и $0,05 \lambda^2$ из-за интерференции между прямым излучением цели и излучения от наведенных в ней поверхностных токов⁸⁵. Обычно длина волны радара и радиус носовой сферы примерно одинаковы, порядка 10 – 20 см. Так что точное значение поперечного сечения будет зависеть от реальных значений a и λ . Достаточно хорошей оценкой является $\sigma = 0,1\lambda^2$. Для радара L-диапазона «Грин Пайн» с $\lambda = 0,25$ м, поперечное сечение будет примерно равно 0,006 м².

ПРИЛОЖЕНИЕ 4 ЗАПУСКИ ИНДИЙСКИХ СПУТНИКОВ

Табл. 6. Запуски индийских спутников.

Спутник	Дата запуска
Спутники связи	
INSAT-1D	1990
INSAT-2A	1992
INSAT-2B	1993
INSAT-2C	1995
INSAT-2E	1999
INSAT-3B	2000
GSAT-1	2001
INSAT-3C	2002
INSAT-3A	2003
GSAT-2	2003
Дистанционное зондирование	
IRS-1A	1988
IRS-1B	1991
IRS-C	1995
IRS-1D	1997
IRS-P3	1996
IRS-P4	1999
SROSS-C	1992
SROSS-C2	1994
TES	2001
IRS-P5	2002-3 (план)
IRS-P6	2002-3 (план)
Источник: сайт Indian Space Research Organization по адресу http://www.isro.org .	

ПРИЛОЖЕНИЕ 5 ВОЗМОЖНОСТИ СПУТНИКОВ ОПТИЧЕСКОГО ДИАПАЗОНА

Табл. 6. Разрешение в метрах для выявления существенных военных возможностей.

⁸⁵ См., например, рис. 2.11 in Merrill Skolnik, *Introduction to Radar Systems* (New York: McGraw Hill, 1980), p. 35.

Цель	Обнаружение	Точное отождествление
Подводные лодки на поверхности	7,5 – 30	1,5
Надводные корабли	7,5 – 30	0,6
Мосты	6	1,5
Подразделения	6	1,2
Аэродромы	6	3
Радары	3	0,3
Самолеты	4,5	1
Командные пункты и пункты управления	3	1
Снабжение	1,5 – 3	0,3
Ракетные позиции	3	0,6
Ракеты и артиллерия	1	0,15
Компоненты ядерного оружия	2,5	0,3

Источник: Jeffrey T. Richelson, "Implications for Nations Without Space-based Intelligence Collection Capabilities," in Michel Krepon, Peter Zimmerman, Leonard Spector, and Mary Umberger, eds., *Commercial Observation Satellites and International Security* (New York: St Martin's Press, 1990), Table 6.1, p. 60.