

## БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ С НАСТИЛЬНЫМИ ТРАЕКТОРИЯМИ: ТЕХНИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА И ВОЗМОЖНОСТИ КОНТРОЛЯ

*Лизбет Гронлунд и Дэвид Райт*

Баллистические ракеты морского базирования (БРМБ) в случае полета по настильным траекториям (НТ-полета) будут обладать коротким полетным временем по сравнению с тем, что требуется для подъема в воздух бомбардировщиков или для пуска межконтинентальных баллистических ракет (МБР) - это создает возможности для ядерных атак с малым подлетным временем (МПВ). Мы оцениваем эффективность НТ-запуска существующих БРМБ на основе расчета полетного времени, атмосферных нагрузок на ракету-носитель, нагрева боеголовок на конечном участке траектории и ухудшения точности при таком полете. Мы нашли, что современные БРМБ США и СНГ при НТ-полете будут обладать способностью атаковать базы бомбардировщиков на расстояниях около 2000 км и, может быть, даже на расстояниях вплоть до 3000 км. Для нападения на бомбардировщики, базирующиеся в более отдаленных районах, могут потребоваться новые носители с повышенной скоростью, а для атак на укрепленные цели - боеголовки с маневрирующей способностью (МАНГ). Мы пришли к заключению, что можно эффективно контролировать НТ-способности путем сочетания ограничений на высоту апогея при испытательных полетах существующих БРМБ и запрещения разработки как носителей с повышенной скоростью, так и МАНГов. Кроме того в связи с МПВ-способностью, характерной для БРМБ, могут оказаться желательными глубокое сокращение числа БРМБ или даже их полная ликвидация, чтобы добиться оптимальной структуры сил для минимального сдерживания.

Л.Гронлунд работает в Центре по изучению международной безопасности при Мэрилендском университете (Колледж Парк, Мэриленд 20740 США). Д.Райт работает в Союзе обеспокоенных ученых (1616 П-стрит, к.301, Вашингтон, Округ Колумбия 20036 США).

### СОДЕРЖАНИЕ

Введение:	26
Атаки с малым подлетным временем	26
Атаки по базам бомбардировщиков	27
Атаки по С <sup>3</sup> -целям и МБР	28
Технические аспекты БРМБ с НТ:	28
Модель и расчеты	28
Аэродинамическая нагрузка	30
Нагрев боеголовок	33
Подлетное время БРМБ с НТ	35
Точности БРМБ с НТ:	36
Ошибки в параметрах разгона	36
Атмосферные эффекты на конечном участке траектории	36
Другие источники ошибок	37
Баланс ошибок для полета по ТМЭ	37
Баланс ошибок баллистической ракеты на НТ:	37
Разбросы из-за ошибок в параметрах разгона	37
Разбросы на спуске	38
НТ-точности для других БРМБ (кроме Трайдента II)	40
Компенсация разброса дальности путем подрыва боеголовки на заданном расстоянии	41
Влияние НТ-точности на уязвимость бомбардировщиков	42
Уменьшение ошибок и нагрева на конечном участке при использовании МАНГ	42
Время разделения боеголовок и покрываемая площадь	43

Роль БРМБ с НТ в преодолении противоракетной обороны	44
Выводы технического анализа:	44
Существующие и будущие БРМБ:	44
Существующие БРМБ	44
Новый носитель БРМБ с НТ-способностью	45
Новая боеголовка для НТ-полетов	45
Меры контроля над вооружениями для ограничения МПВ-вариантов:	45
Запрещение испытательных НТ-полетов существующих БРМБ	45
Запрещение развертывания новых БРМБ с повышенной скоростью	46
Запрещение разработки МАБГ	47
Сокращение численности БРМБ	47
Заключение	47
Примечания и ссылки	47
Приложение 1:	
Параметры носителя Трайдент II и модели боеголовок	51
Приложение 2:	
Уравнение движения ракет	51
Приложение 3:	
Детали расчета атмосферного нагрева	51
Приложение 4:	
Ошибки наведения и контроля	58
Приложение 5:	
Расчет разбросов на конечном участке траектории	59

## ВВЕДЕНИЕ

При полете баллистической ракеты на заданное расстояние по наиболее энергетически выгодной траектории она находится высоко над атмосферой; максимальная дальность для данной ракеты достигается при полете по такой траектории. Если же ракета запускается на меньшее расстояние, излишек энергии можно использовать для полета по менее энергетически выгодным траекториям, например, по "настильным", или низкоапогейным траекториям. Летящие по настильным траекториям (НТ) ракеты могут иметь гораздо более короткие дальности полета и поэтому значительно меньшие подлетные времена по сравнению с полетом по стандартной траектории при той же дальности.

Особенно это относится к баллистическим ракетам морского базирования (БРМБ), которые в принципе могут быть близко подведены к берегам территории США или СНГ. В прошлом перспективы ядерных атак с малым подлетным временем (МПВ-атак) на базы стратегических бомбардировщиков и центры управления вызвали озабоченность относительно БРМБ с НТ и привели к ряду безуспешных попыток ограничить их разработку. Хотя современные отношения между США и СНГ могут сделать обсуждение вопросов контроля над системами ядерного оружия не столь срочным, они в то же время открывают дверь для важной возможности заключить соглашения и осуществить практические шаги, которые увеличат стабиль-

ность и помогут установить режим всеобщей безопасности на будущее, особенно если отношениям суждено снова охладиться. В этот период США и СНГ должны стремиться к гораздо меньшим ядерным арсеналам, что в будущем сведет к минимуму кризисную нестабильность.

В этой статье мы анализируем ключевые технические вопросы, связанные с полетом БРМБ по настильным траекториям.<sup>1</sup> Мы определим, насколько трудным будет для БРМБ полет по настильной траектории, потребуется ли для этого переделка носителя или боеголовки, какие подлетные времена и высоты апогея окажутся возможными для существующих или усовершенствованных ракет, и как уменьшится точность попадания для таких траекторий. На основе этих результатов мы определим затем возможные меры контроля над ограничением разработки МПВ-систем.

## АТАКИ С МАЛЫМ ПОДЛЕТНЫМ ВРЕМЕНЕМ

Уязвимость ключевых компонентов стратегического арсенала к ядерной атаке существенно зависит от своевременности полученного предупреждения. (Существуют два типа предупреждения - тактическое предупреждение указывает, что атака развивается, а стратегическое относится к общим указаниям о подготовке к нападению. Нападение типа "как гром среди ясного неба" без стратегического предупреждения всегда казалось неправдоподобным и этот

вывод становится все более очевидным.) Стандартный сценарий внезапной атаки предполагает нападение на базы бомбардировщиков, районы расположения МБР, центры управления и узлы связи с очевидной целью уничтожить бомбардировщики до того, как они успеют подняться в воздух, уничтожить МБР до того, как их смогут запустить, и нанести значительный ущерб структуре военно-политического командования и сети связи.<sup>2</sup>

В действительности же при заданной современной структуре сил обезоруживающий первый удар по США или СНГ невозможен как с МПВ-системой, так и без нее. Такая атака была бы исключительно сложной и предъявляла слишком много требований, даже если было можно напасть на весь арсенал соперника; она оказалась бы бесполезной, если учесть неуязвимость современных подлодок с баллистическими ракетами (ПЛАРБ) США и СНГ. По-видимому, любая структура сил в будущем будет так же организована, чтобы сделать невозможным первый обезоруживающий удар. Рационально мыслящий ответственный деятель сообщит, что МПВ-атака не устраняет способности жертвы нанести опустошительный удар возмездия.

Но любая система, которая сокращает период предупреждения, уменьшает и время, доступное для оценки уровня атаки и принятия решения. Такая ситуация несомненно опасна для обеих сторон. Возможно, наибольшая озабоченность в связи с МПВ-способностью состоит в том, что стоящая перед угрозой МПВ-нападению страна может реагировать такими изменениями своей политики, которые окажутся дестабилизирующими, например, безоговорочно принимая политику ответно-встречного удара (если она еще не сделала этого) и устанавливая более краткие сроки для принятия решений во время кризиса.

Ядерным державам следовало бы использовать современный период уменьшения напряженности для отказа от оружия, которое больше всего подходит для первого удара или внезапной атаки, нежели для ответного удара, и запрещения разработки в будущем таких видов оружия. Важным шагом в этом направлении стала бы договоренность об ограничении систем ядерного оружия с короткими полетными временами и/или высокими точностями.

#### АТАКИ ПО БАЗАМ БОМБАРДИРОВЩИКОВ

Типичный сценарий, определяющий временной масштаб МПВ-систем, состоит в нападении на базы стратегических бомбар-

дировщиков.<sup>3</sup> Бомбардировщики - это "мягкие" цели, которые для выживания полагаются на быстрый взлет. Осенью 1991 г. США и СССР заявили, что их стратегические бомбардировщики снимаются с боевого дежурства, но бомбы хранятся поблизости. До этого США стандартно держали около 30% своего бомбардировочного флота в состоянии боевого дежурства на взлетной полосе.<sup>4</sup> Обычно считалось, что даже без стратегического предупреждения эти бомбардировщики смогут подняться в воздух через 7-10 минут после запуска БРМБ.<sup>5</sup> Советские бомбардировщики не находились на ежедневном дежурстве, но предполагалось, что в кризисной ситуации они будут приведены в боевую готовность,<sup>6</sup> а время для их взлета будет сравнимо с соответствующими временами для бомбардировщиков США или чуть больше.

По состоянию на январь 1992 г. примерно 200 стратегических бомбардировщиков США размещались на 13 базах, которые распределены по районам, находящихся на расстоянии примерно 100 - 2000 км либо от любого побережья, либо от Мексиканского залива.<sup>7</sup> Во время кризиса бомбардировщики можно распределить грубо говоря на 75 дополнительных базах.<sup>8</sup> Приблизительно 96 стратегических бомбардировщиков из арсенала СНГ находятся на четырех базах,<sup>9</sup> причем все они лежат не далее 2200 км от ближайшего побережья. Еще около 550 бомбардировщиков СНГ средней дальности находятся на 15-20 базах, большая часть которых расположена к западу от Урала не далее 2200 км от ближайшего побережья.

Мы увидим, что БРМБ Трайдент II при полете по настильной траектории может пролететь 1850 км примерно за 7 минут (а не за 12,5 минут при полете по стандартной траектории) и поэтому может уменьшить выживаемость большей части бомбардировочных сил, которые неуязвимы по отношению к атаке БРМБ по стандартным траекториям.

Для нападения на бомбардировщики не требуется высокой точности попадания, так как они выходят из строя при избыточном давлении 0,14-0,34 атм,<sup>10</sup> которое может возникнуть на относительно больших расстояниях от места ядерного взрыва. Боеголовки с мощностью 100-500 килотонн (кт) могут создать такое избыточное давление на расстояниях 2-5 км, если цель находится в воздухе на высоте в несколько км, и примерно на вдвое больших расстояниях, когда цель находится на поверхности земли.<sup>11</sup> Мы увидим ниже, что хотя точность попадания БРМБ ухудшается при полете по настильным траекториям, ее хватит для нападения

на такие "мягкие" цели.

### АТАКИ ПО С<sup>3</sup>-ЦЕЛЯМ И МБР

Трудно провести оценку того, до какой степени БРМБ с НТ сможет повредить систему командования, управления и связи (С<sup>3</sup>), как из-за сложности С<sup>3</sup>-систем, так и в результате недостатка открытой информации по этому вопросу. Предполагается, что потребуется примерно 10 минут после старта БРМБ, чтобы запустить МБР в ответ на атаку БРМБ, причем считается, что на принятие решения времени не потратится и скорее всего подтверждения об атаке от РЛС раннего предупреждения не поступит.<sup>12</sup> Разработка маневрирующих боеголовок (МАБГ) для БРМБ с НТ может привести к сочетанию малых подлетных времен с достаточной точностью для нападения на укрепленные цели - тем самым создается угроза даже для защищенных центров управления на самой ранней стадии конфликта, а также для размещенных в шахтах МБР. Подвижные МБР являются относительно "мягкими" целями, которые полагаются на рассредоточение для своего выживания. Поэтому при размещении на базах они окажутся уязвимыми для нападения МБРБ с НТ.

### ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ БРМБ С НТ

Чтобы выяснить, какие меры контроля над вооружениями окажутся наиболее полезными в ограничении разработки БРМБ с НТ, следует определить, какие шаги придется предпринять либо США, либо СНГ для разработки такого потенциала. При рассмотрении траекторий с низким апогеем возникают четыре основных вопроса. Первый связан с тем, что БРМБ с НТ проведет больше времени в плотных слоях атмосферы, нежели БРМБ на стандартной траектории - проблема в том, приведет ли это к возрастанию аэродинамической нагрузки на ракету-носитель или на увеличение ее нагрева и не потребуется ли в связи с этим новый носитель? Второй вопрос заключается в том, не приведет ли возрастание периода полета в атмосфере к увеличению нагрева боеголовки и не потребуется ли в связи с этим новая конструкция боеголовки? Третий вопрос в том, какие полетные времена могут быть достигнуты? И, наконец, до какой степени ухудшится точность попадания БРМБ с НТ и потребуется ли разработка боеголовок с высокоточным наведением? Если потребуется разработка нового носителя, то будет относительно просто ограничить НТ-потенциал мерами контроля над вооружениями. Если новые разработки не будут нужными,

то приобретение НТ-потенциала скорее всего потребует только испытательных полетов существующих носителей по новым траекториям.

В остальной части этого раздела мы обратимся к рассмотрению поставленных выше четырех вопросов, а также рассмотрим ряд дополнительных технических вопросов, которые могут вызвать трудности для БРМБ с НТ, например, разделение боеголовок. Сначала мы оценим возможности существующих БРМБ, а затем рассмотрим, какие дальнейшие разработки потребуются для увеличения НТ-потенциала БРМБ в будущем.

### МОДЕЛЬ И РАСЧЕТЫ

Наши оценки возможностей существующих БРМБ основаны на нашей компьютерной модели американской ракеты Трайдент II D5 - наиболее совершенной БРМБ из всех развернутых. Используя данные, полученные из ряда открытых источников, мы смогли получить согласованный набор параметров для нашей модели, который приводится в Приложении 1. В наших расчетах предполагается круглая невращающаяся Земля (учет вращения Земли сильно усложнит уравнения движения, но приведет только к небольшим изменениям в наших результатах) и используется стандартная модель земной атмосферы (см. рис. 1). Мы предполагаем также, что траектория ракеты плоская, а оси тела ракеты и боеголовки остаются параллельными направлению движения (то-есть результирующая подъемная сила равна нулю). Последнее допущение эквивалентно моделированию ракеты точечной массой (мы рассмотрим влияние подъемных сил во время разгона в следующей секции по аэродинамической нагрузке и оценим влияние подъемных сил на конечном участке траектории при расчете точности попадания ракеты). Таким образом на ракету действуют следующие силы: сила тяжести, сила атмосферного трения и (до окончания разгона) сила тяги двигателей носителя. Траектория ракеты определена, если задано направление силы тяги относительно оси тела ракеты как функция времени. Двухмерные уравнения движения приведены в Приложении 2.

Для каждой дальности полета и высоты, где прекращается набор скорости, существует единственная траектория баллистической ракеты, которая энергетически наиболее эффективна. Ее называют траекторией с минимальной энергией (ТМЭ). Если ракета запущена на меньшее расстояние, она может использовать избыточное топливо для полета по менее эффективной с энергетической точки зрения траектории с большей или

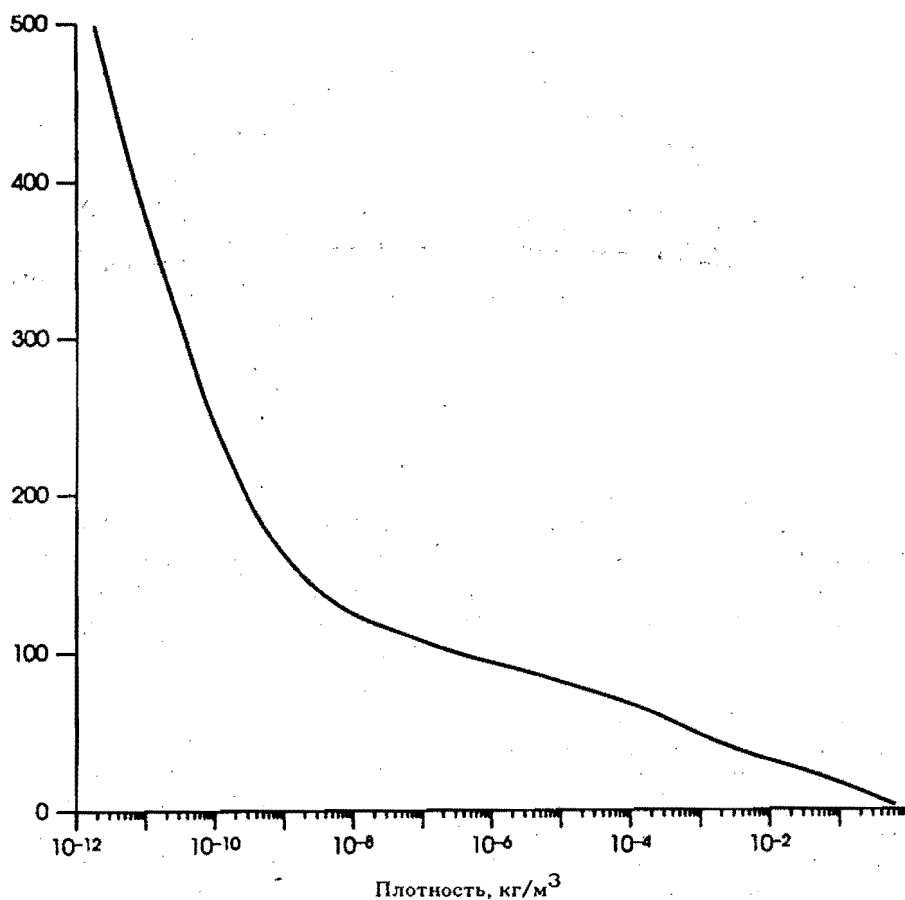


Рисунок 1

Плотность атмосферы как функция высоты. В наших расчетах использована модель атмосферы из работы Regan, Reentry Vehicle Dynamics, p.18.

меньшей высотой апогея. В стандартных ситуациях траектории БРМБ могут быть сделаны слегка более настильными или навесными по сравнению с ТМЭ по ряду причин. Однако понятие "настильная траектория" относится к таким траекториям, которые лежат гораздо ниже ТМЭ. Для таких траекторий угол входа в плотные слои атмосферы при подходе к цели грубо говоря составляет 5-10 для дальности в 1850 км; для ТМЭ со сравнимой дальностью он порядка 40°, а для ТМЭ с дальностью 7400 км - около 30°. (Угол входа  $\gamma$  определяется как угол между вектором скорости боеголовки и местным горизонтом [см. рис. 2.1 в Приложении 2] на высоте 15 км - это удобно для расчетов точности.) На рис.2 показана траектория с минимальной энергией и две настиль-

ные траектории с дальностью 1850 км.

Настильные траектории с одинаковой дальностью могут отличаться по форме и по величине апогея, что приводит к разным значениям подлетного времени, нагрузки на носитель, нагрева боеголовок и точности. Нет такой траектории, где бы одновременно достигался оптимум по всем этим четырем параметрам. Чтобы понять, насколько они чувствительны к форме траектории, мы рассмотрим несколько настильных траекторий.

Мы рассматриваем настильные траектории с двумя значениями дальности: 1850 км (как мы увидим позже, такое расстояние современные БРМБ могут пролететь примерно за 7 минут) и 3000 км (такая дальность нужна, чтобы атаковать базы в глубине территории США или СНГ, если считать, что

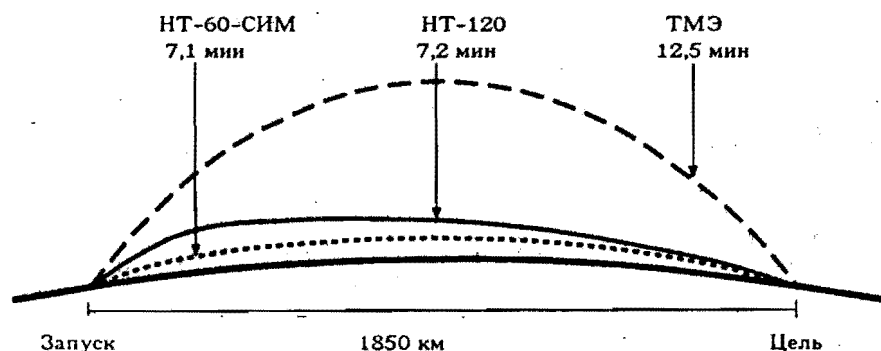


Рисунок 2

Три траектории с дальностью полета 1850 км: штрихованная линия соответствует ТМЭ с апогеем 450 км; сплошная линия (НТ-120) — это настильная траектория, форма которой подобрана так, чтобы уменьшить нагрузки; пунктирная линия (НТ-60 СИМ) — "симметричная" настильная траектория, где атмосферные нагрузки и нагрев значительно выше. Времена полета составляют 7,1 минуты для НТ-60 СИМ, 7,2 минуты для НТ-120 и 12,5 минут для ТМЭ.

подлодки находятся от побережья на расстоянии в несколько сот км). Мы рассматриваем также настильные траектории с разными высотами апогея как для определения влияния значения апогея на точность, так и в связи с тем, что траектории с низким апогеем можно использовать для противодействия системе ПРО. В дополнение к этим траекториям, по которым запускается ракета Трайдент II с полной нагрузкой, мы рассмотрим несколько траекторий полета ракеты со значительно большей скоростью разгона, чтобы определить, насколько можно осуществить дальнейшее снижение времени полета. Увеличение скорости разгона можно получить либо уменьшением числа боеголовок на Трайденте II, либо при использовании гипотетической высокоскоростной ракеты. Обозначим эти траектории символом УЧБ при уменьшении числа боеголовок и ВС при высокой скорости (см. табл.1). Повсюду в статье мы обозначаем настильные траектории в соответствии с величиной их апогея (например, НТ-120 имеет апогей 120 км).

Ракета Трайдент II рассчитана на загрузку либо восемью тяжелыми боеголовками (Мк-5 по 475 кт) с максимальной дальностью около 7400 км, либо четырнадцатью (или меньше) более легкими боеголовками (Мк-4 по 100 кт). При восьми Мк-4 или четырех Мк-5 Трайдент II обладает дальностью около 11000 км.<sup>13</sup> Мы сравним значения нагрузки и перегрева, рассчитанные для настильных траекторий, с соответствующи-

ми значениями для ТМЭ при максимальной конструктивной дальности полета Трайдента II. При обосновании нашего анализа таким сравнением мы избежим необходимости знать, каковы реальные пределы на нагрузки и перегрев установлены для Трайдента II, и наши результаты не будут зависеть от того, насколько точно были смоделированы все физические характеристики Трайдента II.

#### АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ НАГРУЗКА

Аэродинамическая нагрузка на носитель связана с подъемной силой и силой трения, обе из которых приблизительно пропорциональны произведению плотности атмосферы  $\rho$  вдоль траектории на квадрат скорости ракеты  $V$ . Сила трения имеет вид:

$$F_D = \frac{C_D A \rho V^2}{2} \quad (1)$$

где  $C_D$  — зависящий от скорости коэффициент трения, обсуждаемый в Приложении 2, а  $A$  — площадь поперечного сечения ракеты.<sup>14</sup> Осевая и поперечная нагрузки на носитель будут зависеть от формы траектории во время разгона. Для ТМЭ носитель запускается вертикально, а затем отворачивается от вертикали на раннем участке полета на небольшой угол  $\theta$ . После этого тяга остается направленной вдоль оси носителя и ракета разворачивается только под действием силы

Таблица 1  
 Параметры траектории<sup>а</sup>

Дальность (км)	Конечная скорость (км/с)	Апогей (км)	Время полета (минут)	Полная дисперсия (км)	
				R	CR
7400 (ТМЭ)	6,3	1340	29,2	0,134	0,086
1850 (НТ):					
НТ-60-СИМ	6,5	60	7,1	4,8-7,4	0,5-1,0
НТ-90	6,3	90	7,1	2,0-4,0	0,4-0,7
НТ-120	6,0	120	7,2	1,3-2,4	0,3-0,5
НТ-150	5,6	150	7,4	0,8-1,3	0,2-0,4
НТ-180-УЧБ	8,7	180	6,0	2,4-6,4	0,4-1,0
3000 (НТ):					
НТ-95-СИМ	6,5	95	9,8	2,6-5,4	0,4-0,9
НТ-135	6,3	135	10,1	1,4-2,6	0,3-0,6
НТ-155	6,0	155	10,1	1,1-2,0	0,3-0,5
НТ-185	5,6	185	10,4	0,7-1,2	0,2-0,3
НТ-240-УЧБ	8,7	240	8,8	2,9-8,7	0,5-1,1
НТ-370-ВС	9,2	370	7,7	2,7-7,7	0,4-1,1

<sup>а</sup> В таблице приведены параметры траекторий, которые обсуждаются в этой статье. Обозначение ТМЭ относится к траектории с минимальной энергией, НТ - к настильной траектории. Цифра после букв НТ - это высота апогея в км. Все траектории сформированные за исключением симметричных (СИМ). Символ УЧБ относится к Трайденту II, на котором осталась одна боеголовка Мк-5 (семь остальных и платформа разделения убраны). Символ ВС относится к гипотетическому новому носителю, способному обеспечить очень высокую скорость разгона, - мы моделируем его Трайдентом II с полной загрузкой и с увеличенным до 610 с удельным импульсом в каждой ступени. Вычисление полного разброса описано в Приложении 5, R и CR означают продольный и поперечный разбросы, соответственно.

тяжести. Чтобы осуществить полет по настильной траектории, одна из возможностей связана с начальным понижением траектории путем отворота на раннем участке на большой угол  $\theta'$ . Это различие в углах будет усилено силой тяжести при развороте траекторий (см. траекторию НТ-60-СИМ на рис. 2). Другая возможность связана с тем, чтобы лететь по стандартной для ТМЭ траектории разгона, пока ракета не поднимется на высоту, где плотность атмосферы мала (около 100 км). В этот момент ракету можно развернуть достаточно резко и тем самым сделать траекторию более плоской с пренебрежимо малой нагрузкой (см. траекторию НТ-120 на рис. 2). Эту последнюю траекторию будем называть "сформированной", а первую - "симметричной" (СИМ) настильной траекторией.

При полете по симметричной НТ (типа НТ-60-СИМ на рис. 2) сила трения и осевая аэродинамическая нагрузка на носитель

гораздо выше по сравнению со стандартной ТМЭ, по которой должен лететь Трайдент II (см. рис. 3). Но аэродинамическую нагрузку можно сохранить на приемлемом уровне при полете БРМБ по НТ, если выбрана сформированная траектория (типа НТ-120 на рис. 2). Чтобы свести к минимуму полетное время, траектория НТ-120 на начальном участке выбрана более плоской по сравнению с той, по которой должен лететь Трайдент II (ТМЭ с дальностью 11000 км). Как показано на рис.3, осевая нагрузка для этой НТ сравнима с нагрузкой для ТМЭ с дальностью 11000 км.

Такие сформированные настильные траектории могут сохранять нагрузку на приемлемом уровне при апогее порядка 90 км или выше в зависимости от дальности. Более того, даже если при сформированной траектории проходит большой путь по сравнению с симметричной траекторией той же дальности, подлетные времена оказываю-

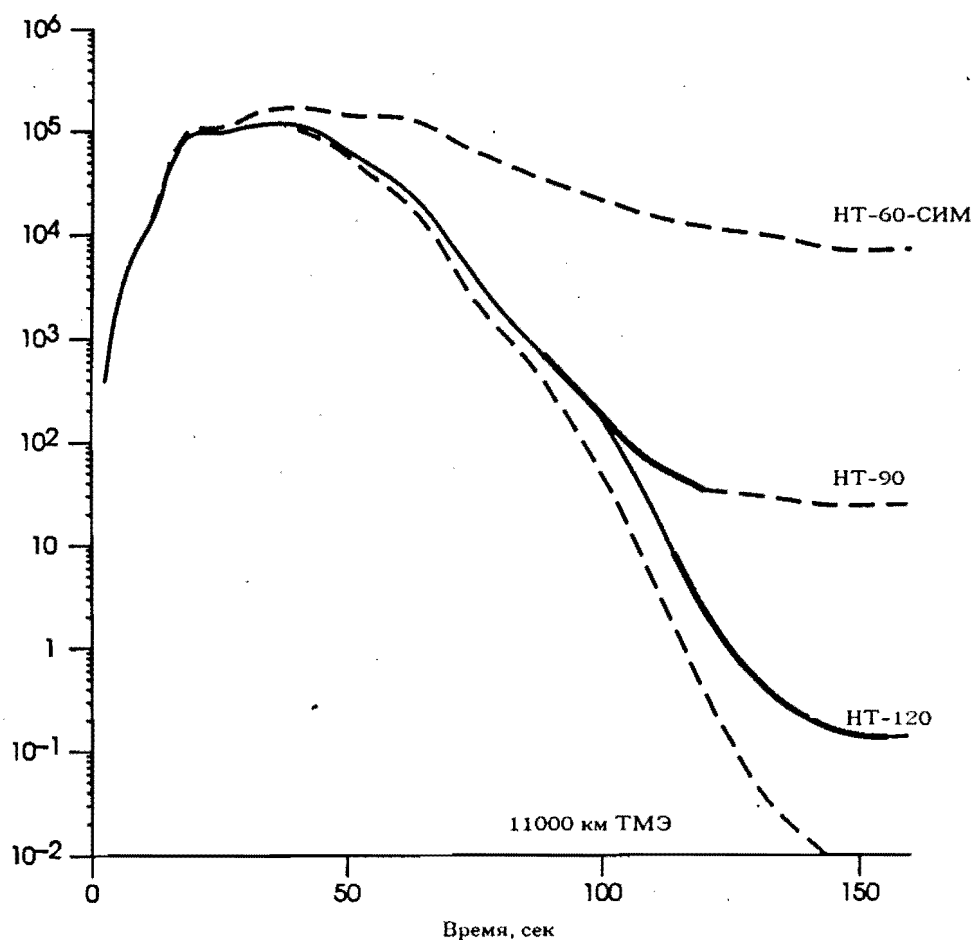


Рисунок 3

Осевая аэродинамическая нагрузка на носитель при ТМЭ с дальностью 11000 км, двух НТ с дальностью 1850 км (изображенных на рис.2) и НТ-90 с дальностью 1850 км. Шкала времени кончается на 170 с, когда набирается полная скорость. Обратите внимание, что шкала нагрузки приведена в логарифмическом масштабе; различие в нагрузках между ТМЭ и сформированной НТ-120 пренебрежимо мало. С другой стороны, нагрузка на носитель для Т-60-СИМ значительно выше по сравнению с ТМЭ на всем протяжении участка разгона (этот вывод не изменится, если в качестве базы для сравнения выбрать ТМЭ с дальностью 7400 км). Важны как пиковое значение нагрузки, так и ее изменение во времени, поскольку последнее может вызвать, например, распространение трещин в твердом топливе носителя. Утолщенные части кривых для сформированных траекторий НТ-90 и НТ-120 указывают тот промежуток времени, когда прикладывается тяга для разворота ракеты на плоскую траекторию ( $n$  не равно нулю). Кроме того, величина  $n$  отлична от нуля при  $1 < t < 5,5$  для этих траекторий. У симметричной НТ-60-СИМ  $n$  отлична от нуля только при  $1 < t < 10$ , а для ТМЭ - при  $1 < t < 5,5$ .

тся сравнимыми, поскольку ракета меньше замедляется атмосферным трением на сформированной траектории (см., например, НТ-120 и НТ-60-СИМ на рис.2). Далее в статье мы будем рассматривать только сформированные траектории, если не будет

указано иначе.

Как указано выше, ракета на сформированной траектории разворачивается достаточно круто, как только достигнет большой высоты, что вызывает возможные опасения о поперечной нагрузке. Но скорость разворота



ракеты в этой точке сравнима (или даже оказывается меньше) со скоростью разворота на раннем участке при полете по ТМЭ с дальностью 7400 км, так что возникающие при развороте поперечные напряжения не должны представлять проблему, особенно при гораздо более низкой плотности атмосферы на больших высотах. Более того, тип поворотного маневра, который требуется для полета по сформированной настильной траектории, аналогичен тем маневрам, которые выполняют новейшие американские БРМБ для сброса излишка энергии, чтобы лететь по ТМЭ с меньшей, чем максимальная, дальностью. Этот метод использования поворотного маневра для сброса энергии известен под названием СОУЭ (система общего управления энергией).<sup>15</sup> Поскольку системы наведения этих БРМБ можно перепрограммировать для выполнения СОУЭ-маневров, их по-видимому можно будет также запрограммировать для полета по описанным выше настильным траекториям с малыми напряжениями. Перепрограммирование систем наведения БРМБ СНГ и более старых американских ракет может оказаться более трудным.

Нагрев носителя - это другой потенциальный барьер на пути полета БРМБ по настильным траекториям. Но нагрев приблизительно пропорционален  $\rho V^3$  и поскольку начальная часть сформированной НТ, когда плотностью нельзя пренебречь, совпадает со стандартной, нагрев при таких НТ не будет существенно превосходить нагрева БРМБ, летящих по ТМЭ большой дальности.

#### НАГРЕВ БОЕГОЛОВОК

Боеголовка должна быть сконструирована таким образом, чтобы противостоять нагреву, происходящему при ее спуске через атмосферу. В этом разделе мы сравним атмосферный нагрев боеголовки, летящей по траектории с минимальной энергией, с нагревом при полете по нескольким сформированным НТ; детали вычислений приведены в Приложении 3.

При спуске атмосферное трение замедляет боеголовку и ее кинетическая энергия преобразуется в тепловую энергию воздуха, образуя слой исключительно теплого воздуха вокруг боеголовки. Небольшая часть этого тепла передается затем телу боеголовки. Как показывают наши расчеты, для боеголовки с малыми отношениями веса к силе трения (при значении  $\gamma$  порядка 10000-15000 Н/м<sup>2</sup>) всего лишь порядка 1-2% полного тепла, образовавшегося при спуске, будет передано боеголовке. В то же время современным боеголовкам с высоким отношением

веса к силе трения ( $\gamma = 120000$  Н/м<sup>2</sup>) будет передано 6-10% всего тепла при полете как по ТМЭ, так и по НТ. Но полное количество переданного боеголовке тепла значительно, так как изменения кинетической энергии стратегических боеголовок исключительно велики (порядка 10<sup>9</sup> Дж).

Следует рассмотреть два фактора, чтобы определить, смогут ли существующие боеголовки противостоять нагреву, происходящему при полете по настильной траектории: полное количество поглощенного боеголовкой тепла и продолжительность периода значительного нагрева. Время нагрева важно, поскольку как только поверхность боеголовки становится горячей, тепло начнет проходить через теплозащиту к корпусу самой боеголовки. Количество прошедшего вовнутрь тепла увеличится с увеличением периода нагрева. Как мы будем обсуждать далее, увеличение периода нагрева при НТ может потребовать переделки конструкции боеголовки, даже если полное переданное боеголовке тепло на НТ сравнимо с соответствующей величиной для ТМЭ. Для НТ со значительно более высокой скоростью разгона оба фактора - длительность нагрева и полная тепловая нагрузка, требуют изменения конструкции боеголовки.

Расчет нагрева боеголовки усложнен, так как он зависит от таких деталей, как ее форма и степень гладкости поверхности, а также от того, будет ли приграничный слой воздуха, обтекающего боеголовку, ламинарным или турбулентным. Мы оценили нагрев боеголовки на основе набора приближенных уравнений теплопередачи, справедливых для высокоскоростного воздушного потока (см. Приложение 3). Затем мы сравнили величины нагрева, вычисленные для боеголовки на различных НТ, с соответствующими величинами, вычисленными для ТМЭ с дальностью 7400 км (боеголовки Mk-5 для Трайдента II должны пролетать по крайней мере это расстояние). Так как наш анализ основан на этом сравнении, полученные результаты не должны зависеть от деталей конструкции боеголовки и уточнений уравнений теплопередачи.

Скорость передачи тепла боеголовке примерно на порядок величины возрастает, когда пограничный воздушный слой вокруг нее становится турбулентным вместо ламинарного. По этой причине современные боеголовки сконструированы так, чтобы переход от ламинарного режима к турбулентному в ходе полета происходил как можно позже. Высота, на которой происходит такой переход, зависит от деталей конструкции боеголовки и ее трудно предсказать. Мы рассчитывали передаваемое боеголовке те-

пло в предположении, что переход происходит на высотах 20 или 30 км (см. Приложение 3).

В табл. 2 приведены расчетные величины полного количества тепла, переданного боеголовке, на различных траекториях для разных значений высоты, где изменяется

режим пограничного слоя. Эти результаты показывают, что при полете ракеты Трайдент II с полной загрузкой по каждой из настильных траекторий с дальностью 1850 и 3000 км общий нагрев боеголовки сравним с нагревом при полете по ТМЭ с дальностью 7400 км, хотя нагрев переднего конуса при

Таблица 2  
Нагрев боеголовок на конечном участке<sup>a</sup>

Траектория	Нагрев боковой поверхности				Нагрев носовой части		Временной параметр нагрева (относит.)
	Переход на 20 км		Переход на 30 км		Абс.	Отн.	
	Абс.	Отн.	Абс.	Отн.			
7400 ТМЭ	193	1	223	1	8,25	1	1
1850							
НТ-60	168	0,87	278	1,2	26,6	3,2	3,7
НТ-90	167	0,87	257	1,2	18,4	2,2	3,2
НТ-120	162	0,84	232	1,0	14,6	1,8	2,5
НТ-150	145	0,75	194	0,87	11,3	1,4	2,1
НТ-180	402	2,1	644	2,9	33,7	4,1	2,5
3000							
НТ-95	188	0,97	298	1,3	22,2	2,7	4,7
НТ-135	179	0,93	259	1,2	16,0	1,9	2,5
НТ-155	175	0,91	246	1,1	14,4	1,7	2,3
НТ-185	165	0,85	221	0,99	12,3	1,5	2,1
НТ-240	293	1,5	492	2,2	30,1	3,6	2,8
НТ-370	484	2,5	790	3,5	39,6	4,8	2,5
11000 ТМЭ	273	1,4	325	1,5	12,3	1,5	1,2

<sup>a</sup> В таблице приведены сравнительные данные по нагреву боеголовки Mk-5 ( $\beta = 120 \text{ кН/м}^2$ ) на нескольких настильных траекториях и на ТМЭ с дальностью 7400 км. Настильные траектории обозначаются так же, как указано в табл. 1. Полное количество тепла, переданное боеголовке, равно сумме членов  $Q_1$  и  $Q_2$ , которые выражают, соответственно, количество теплоты (МДж), переданное при спуске корпусу боеголовки и носовому конусу (расчеты приведены в Приложении 3). Значения  $Q_1$  вычислены для двух значений высоты (20 и 30 км), на которой происходит переход в пограничном слое (ППС) от ламинарного режима обтекания к турбулентному. В каждом случае приводится отношение к соответствующей величине для ТМЭ с дальностью 7400 км ( $Q_{ст}$ ). В последнем столбце приведен временной множитель - это квадратный корень из отношения времени нагревания тела боеголовки при полете по указанной траектории к времени нагревания для ТМЭ с дальностью 7400 км ( $t_{отн}$ ). Чтобы выдержать более длительный нагрев, следует увеличить толщину изоляции, умножив минимальное значение для ТМЭ на этот временной множитель. Мы определяем время нагревания, как время полета после того, как величина  $Q_1$  станет равной 1 МДж; временной множитель относительно нечувствителен к приведенному здесь определению. Время нагревания для ТМЭ с дальностью 7400 км равно 18 с.

Для консервативных оценок тепловых допусков боеголовки Mk-5 мы использовали в качестве базы для сравнения ТМЭ с дальностью 7400 км. Но Трайдент II с четырьмя боеголовками Mk-5 будет обладать ТМЭ-дальностью 11000 км и похоже, что Mk-5 спроектирована для полета по такой траектории. По этой причине мы включили в конце таблицы данные для этой траектории. Время нагревания для нее равно 27 с.

НТ с меньшей высотой апогея становится слегка больше. Результат этого анализа сводится к тому, что полный нагрев боеголовок совсем не обязательно потребует изменения конструкции теплозащиты для полета по траекториям с максимальной высотой апогея, но это может потребоваться для других траекторий. При полете по НТ носителей со значительно большей скоростью, нежели можно иметь для Трайдента II с полной загрузкой (например, по НТ-240-УЧБ и НТ-370-ВС), боеголовки будут испытывать значительно больший нагрев, так что скорее всего понадобится значительное изменение конструкции теплозащиты.

Большая часть переданного боеголовке тепла при спуске тратится на абляцию (возгонку) материала теплозащиты, но часть тепла будет накапливаться в теле боеголовки в зависимости от скорости теплопередачи через теплозащиту, которая определяется температурным градиентом и теплопроводностью материала теплозащиты. Количество накопленного тепла будет возрастать со временем, но затем произойдет насыщение при высокой температуре, равной температуре возгонки материала теплозащиты, поскольку поверхность остается при такой температуре до тех пор, пока возгонка не прекратится.

Теплозащита боеголовки, которая окружает металлическую структуру тела самой боеголовки, состоит из внешнего слоя возгоняющегося вещества и изоляционного подслоя. Основная задача теплозащиты в том, чтобы предохранить металлическую оболочку боеголовки от такого нагревания, когда она начинает терять свою жесткость. Если время нагрева возрастает от  $t_{ст}$  для ТМЭ с дальностью 7400 км до  $t_{нт}$  для НТ, то для сохранения той самой температуры структуры на двух этих траекториях потребуется увеличить толщину защиты в  $(t_{ст}/t_{нт})^{1/2}$  раз (см. Приложение 3). Этот множитель также приведен в табл. 2 для каждой из рассмотренных НТ.

Возрастание толщины теплозащиты в 2-4 раза по сравнению с тем, что нужно для полета боеголовки по ТМЭ с дальностью 7400 км, как представляется, компенсирует дополнительный нагрев на настильных траекториях даже для высокоскоростных носителей. (Поскольку скорее всего теплоизоляция на боеголовках установлена с запасом, фактическое увеличение ее толщины может оказаться не таким большим, как указано выше.) В Приложении 3 мы оценили, что толщина теплозащиты для ТМЭ с дальностью 7400 км составляет примерно 5-10 мм, так что такое увеличение не потребует слишком большого объема или массы до-

полнительной изоляции.

Таким образом, хотя некоторое изменение конструкции существующих боеголовок и может потребоваться для полета по настильным траекториям в зависимости от конструктивных допусков и времени полета, такие изменения с технической точки зрения трудностей не представляют. Нагрев при возвращении - это хорошо понятное явление, так что изменение теплозащиты не послужит техническим препятствием к переделке боеголовок для полета по НТ. Эти выводы сохраняются в более общем виде для любой боеголовки, которая должна пролететь по траектории с дальностью, сравнимой с дальностью Трайдента II.

#### ПОДЛЕТНОЕ ВРЕМЯ БРМБ С НТ

Мы нашли, что время полета по настильной траектории для ракеты Трайдент II с полной загрузкой составляет примерно 60% от времени полета по ТМЭ с той же дальностью (для дальностей вплоть до 4000 км). Попытки сократить проходимый путь путем полета по еще более настильным траекториям (типа НТ-60-СИМ на рис. 2) не приводят к заметному уменьшению полетного времени из-за возрастания силы атмосферного трения. Например, для настильной траектории с дальностью 1850 км и высотой апогея примерно 130 км или меньше подлетное время практически не зависит от величины апогея.

Мы нашли, что время полета по НТ на расстояние 1850 км составит около 7 минут, а на расстояние 3000 км - 10 минут (см. табл. 1). Таким образом подлетные времена современных БРМБ по настильным траекториям окажутся достаточно малыми и это будет угрожать значительной части бомбардировщиков как в США, так и в СНГ (находящихся в пределах дальности до 2000 км), если предположить, что для подъема в воздух бомбардировщику требуется 7-10 минут. Поскольку можно будет предпринять заградительную атаку против только что поднявшихся в воздух бомбардировщиков (через несколько минут после их взлета), то даже расположенные в глубине территории базы бомбардировщиков могут оказаться уязвимыми к нападению БРМБ по настильным траекториям. Но чтобы угрожать еще более далеко расположенным базам бомбардировщиков, могут потребоваться более короткие подлетные времена по сравнению с тем, чего можно добиться с полностью загруженным Трайдентом II.

Подлетное время можно слегка уменьшить по сравнению со случаем полета по сформированной НТ путем сокращения чи-

сла боеголовок, то-есть увеличения разгонной скорости. Рассмотрим предельный случай, когда снимаются все боеголовки за исключением одной и несущая платформа (см. траекторию НТ-240-УЧБ в табл.1). При этом подлетное время для дальности 3000 км сокращается примерно на 1,5 минуты и составит 8,8 минуты. Как следует из табл.2, это приведет к значительному нагреву оставшейся боеголовки.

Альтернативой для уменьшения подлетного времени служит создание нового носителя с более высокой полной тягой. Но вследствие того, что атмосферное трение о боеголовку возрастает как квадрат скорости, подлетные времена уменьшаются относительно медленно по мере возрастания скорости разгона (см. табл.1). Более того, благодаря тому, что скорость нагрева примерно пропорциональна кубу скорости боеголовки, при полете нового высокоскоростного носителя может возникнуть значительный перегрев (см. траекторию НТ-370-ВС в табл.2), а это потребует новой конструкции боеголовки.<sup>16</sup>

#### ТОЧНОСТИ БРМБ С НТ

Точность попадания баллистической ракеты зависит от траектории, по которой она движется, а также от ее конструкции. Некоторые из вкладов в неточность БРМБ возрастают в значительной степени при полете по настильной траектории по сравнению с полетом по траектории с минимальной энергией. В этом разделе мы оценим относительные точности нашей модельной БРМБ, летящей по ТМЭ с дальностью 7400 км и по нескольким НТ с дальностью 3000 км. Для нашего анализа источники неточности ракеты разделены на три категории: 1) ошибки в параметрах разгона, куда включены все источники ошибок, действующих до того времени, пока боеголовка не полетит по баллистической траектории; 2) ошибки при возврате, возникающие при взаимодействии боеголовки с атмосферой при возвращении; 3) другие источники ошибок, включая ошибки при подрыве заряда.<sup>17</sup> Мы начнем с краткого описания каждой из них, а детали приведем в Приложениях 4 и 5. Будем называть продольные и поперечные отклонения от проектной дальности полета одним термином "разброс".

Ошибки в параметрах разгона. Если все силы, действующие на боеголовку после окончания разгона, точно известны, то ее траектория полностью определена шестью компонентами координат и скорости в момент окончания разгона (в общем случае еще тремя параметрами, описывающими

ориентацию оси тела, но мы приняли, что она параллельна скорости). Ошибки в разгонной скорости служат основным источником продольного и поперечного разброса от ошибок при разгоне, а шкала разбросов примерно прямо пропорциональна дальности полета.

Отклонения от проектных значений параметров разгона возникают по ряду причин, включая отсутствие точного знания начального положения скорости и ориентации ракеты (это объясняет основную разницу в точностях МБР и БРМБ), неправильная регулировка и/или неточности акселерометров, неточности в расчетах наведения (включая ошибки в моделях земного тяготения), а также ошибки, вызываемые прекращением тяги и отделением боеголовок от платформы. Итак, ошибки в параметрах разгона возникают как из-за неспособности добиться оптимальных значений параметров разгона, так и благодаря нашей неспособности точно определить эти оптимальные значения вследствие неопределенностей в начальном положении, скорости и т.п.

Атмосферные эффекты на конечном участке траектории. Возникающие при взаимодействии боеголовки с атмосферой неточности на конечном участке траектории можно разделить на четыре группы: связанные с неопределенностью и вариациями ветров, плотности атмосферы и отношения веса боеголовки к силе трения (т.н. баллистический коэффициент), а также связанные с влиянием подъемной силы.

Ветры приведут к продольному и поперечному разбросу. Изменения плотности атмосферы и баллистического коэффициента вызовут изменения влияния силы трения на боеголовку при спуске, что приведет к продольному, но не к поперечному разбросу. Баллистический коэффициент задается соотношением  $mg_0/(C_d A)$ , где  $m$ ,  $A$  и  $C_d$  - масса, площадь поперечного сечения и коэффициент трения боеголовки, соответственно, а  $g_0$  - ускорение силы тяжести на поверхности Земли. Изменения величины  $g_0$  во время спуска связаны с рядом причин, включая изменения массы, симметричный компонент изменений формы переднего конуса (несимметричные компоненты приводят к подъемной силе), шероховатость поверхности боеголовки из-за возгонки ее материала, а также ненулевой угол атаки (угол между осью тела боеголовки и вектором скорости).<sup>18</sup>

Связанные с подъемной силой эффекты, вызывающие поперечные механические усилия в боеголовке, приводят как к продольному, так и к поперечному разбросу.<sup>19</sup> Чтобы свести эти эффекты к минимуму, боеголовка

закручивается вокруг своей оси, делая один-два оборота в секунду,<sup>20</sup> во время спуска для усреднения поперечных усилий. Эффекты от подъемной силы включают в себя следующее:

1) начальный ненулевой угол атаки, когда ось тела боеголовки не совпадает с направлением скорости при ударе об атмосферу;

2) резонанс закрутки,<sup>21</sup> когда собственная частота колебаний боеголовки на данной высоте (это частота колебаний боеголовки как маятника) совпадает с частотой его закрутки, вызывая тем самым резонанс, увеличивающий величину угла атаки;

3) асимметричный переход в пограничном слое,<sup>22</sup> когда асимметричный переход от ламинарного обтекания боеголовки к турбулентному изменяет асимметрично коэффициент трения;

4) балансировка закрутки, где прочие асимметрии коэффициента трения, вызванные, например, асимметричной возгонкой теплозащиты или переднего конуса, не усредняются при закрутке боеголовки.

Из этих четырех эффектов к наибольшему разбросу приводят асимметричный переход в приграничном слое и балансировка закрутки.<sup>23</sup>

Если действующая на боеголовку результирующая подъемная сила остается фиксированной в одном направлении в течение некоторого времени, это может привести к очень большому разбросам. Такое может произойти, когда боеголовка перестанет закручиваться при спуске - этот эффект называют "прокруткой через нуль".<sup>24</sup> Современные боеголовки сконструированы так, чтобы избежать этого эффекта, и в наших расчетах предполагается, что прокрутки через нуль нет. Очень большие разбросы могут быть вызваны также, когда боеголовка входит в атмосферу с малыми углами спуска (гораздо меньшими, чем рассматривались нами) и при этом существует вертикальный результирующий компонент подъемной силы, который может заставить боеголовку отскакивать от атмосферы.

**Другие источники ошибок.** В число дополнительных неточностей ракеты входят гравитационные аномалии, проявляющиеся после разгона, и ошибки при подрыве, а также ряд менее существенных эффектов.<sup>25</sup> Неопределенности при моделировании гравитационного поля будут давать наибольший эффект во время разгона как потому, что в этот период ракета находится ближе всего к Земле в течение значительного времени, так и потому, что влияние проявившихся в начале полета ошибок будут накапливаться в течение длительного времени.

При наших расчетах такие неопределенности включены в ошибки разгона. Хотя влияние гравитационных аномалий после разгона будет более существенным для ракет с НТ, им скорее всего можно пренебречь на фоне других ошибок и особенно для американских ракет. В течение 80-х годов США затратили много усилий на съемку гравитационных полей над океанами, чтобы свести к минимуму влияние гравитационных аномалий.<sup>26</sup> Чтобы произвести взрыв в воздухе, ядерное оружие обычно подрывается взрывателем на основе радиолокационного высотомера и/или взрывателем с использованием указателя пройденного пути, который основан на показаниях акселерометра в системе боеголовки.<sup>27</sup> Неточности срабатывания взрывателей приводят к продольному разбросу.

**Баланс ошибок для ракеты на ТМЭ.** В табл. 3 приведены оценки влияния на неточность попадания ракеты каждой из трех упомянутых ранее категорий для ракеты Трайдент II с дальностью 7400 км, летящей по ТМЭ. Эти результаты получены на основе оценок Бунна и Циписа по точности МБР<sup>28</sup> со следующими поправками. Мы предполагаем, что попытки улучшить точность попадания снизили результаты Бунна и Циписа на 20 % в каждой категории, чтобы получилось круговое вероятное отклонение (КВО) 130 м, которое официально приписывается Трайденту II. Мы считаем также, что баланс ошибок для Трайдента II практически таков же, что и для МБР, хотя это неверно для более старых американских БРМБ или для современных БРМБ СНГ.<sup>29</sup> Ниже мы обсудим, как будет отличаться баланс ошибок других БРМБ от баланса Трайдента II.

**Баланс ошибок баллистической ракеты на НТ.** Точность баллистической ракеты на НТ уменьшится по сравнению с ракетой на ТМЭ главным образом потому, что вырост разбросы на спуске, а это связано с тем, что боеголовка на НТ проводит больше времени в областях с заметной плотностью атмосферы. Поскольку разбросы на спуске зависят существенно образом от угла входа в атмосферу, мы рассмотрим несколько НТ с разными высотами апогея и, следовательно, с разными углами входа.

**Разбросы от ошибок в параметрах разгона.** Для рассматриваемых НТ разбросы от ошибок при разгоне немного меньше, чем для ТМЭ с дальностью 7400 км, поскольку дальности НТ меньше. Эти расчеты описаны в Приложении 4. Для НТ с дальностью 1850 км продольный и поперечный разбросы составляют примерно 40 м и 15 м, соответственно. Для НТ с дальностью 3000 км эти величины равны соответственно 80-90 м и

Таблица 3  
Баланс ошибок для ракеты Трайдент II на траектории ТМЭ<sup>а</sup>

Природа ошибок	Величина разброса (м)	
	Продольный	Поперечный
Ошибки в параметрах разгона	110	70
Эффекты на спуске	70	50
Подрыв	30	0
Среднеквадратичное значение	134	86
КВО	130	

<sup>а</sup> В таблице приведен расчетный баланс ошибок баллистической ракеты, подобной Трайденту II. Приведенные величины основаны на данных, приведенных в книге Bunn and Tsipis, "Ballistic Missile Guidance", p.49, за исключением того, что в каждом случае мы улучшили результат на 20 %, чтобы получить КВО 130 м. Вклад ошибок от статически независимых источников берется в среднеквадратичном виде (квадратный корень из суммы квадратов). КВО равно примерно сумме продольной и поперечной ошибок, умноженной на 0.59.

30 м.

Главный источник разбросов при разгоне - ошибка в значении скорости разгона; как будет показано в Приложении 4, эта ошибка не превышает 0,1 м/с (сравните со скоростью разгона, равной приблизительно 6000 м/с).

При заданных значениях дальности и высоты прекращения разгона траектория с минимальной энергией определяется как такая, для которой подбором угла разгона  $\theta$  сводится к минимуму значение скорости разгона. Таким образом, для близких к ТМЭ траекторий дальность будет слабо зависеть от вариаций  $\theta$ , в то время как дальность для НТ очень чувствительна к таким вариациям. Однако, если принять во внимание значение КВО для Трайдента II, мы покажем, что ошибка в угле разгона составляет примерно одну угловую секунду (1/3600 градуса). Ошибка такого порядка величины в значении  $\theta$  приводит к пренебрежимо малым разбросам даже для настильных траекторий.

**Разбросы на спуске.** Поскольку разбросы от ошибок при разгоне малы для БРМБ с НТ, полный разброс будет определяться вкладом от эффектов на спуске. Для расчета разбросов на спуске мы оценили отклонения плотности атмосферы, ветра и баллистического коэффициента боеголовки от ожидаемых значений на основе ряда источников (см. Приложение 5). Затем мы по очереди изменяли каждый из этих параметров на одно стандартное отклонение и заново запускали нашу компьютерную модель для определения влияния на ТМЭ с дальностью 7400 км и различные настильные траекто-

рии. Обсуждение наших расчетов, включая анализ чувствительности, дается в Приложении 5, а результаты приведены в табл. 4.

Так как наша компьютерная модель не содержит данных о влиянии подъемной силы, мы оценивали это влияние на разброс для ТМЭ с дальностью 7400 км введением требования, чтобы среднеквадратичная сумма продольного разброса от подъемной силы и подсчитанных разбросов от изменений ветра, плотности и величины  $\theta$  составляла 70 м, то-есть полный разброс от эффектов на спуске, как задано балансом ошибок в табл. 3. Аналогичные расчеты были проведены и для поперечного разброса. Вклады подъемной силы в разбросы на спуске обратно пропорциональны неким степеням  $\sin \gamma$ , где  $\gamma$  - угол спуска (или угол входа в атмосферу). Они вычислены для настильных траекторий путем умножения вклада от подъемной силы для ТМЭ на соответствующую функцию углов спуска (см. Приложение 5). Очень приблизительно полные разбросы на спуске пропорциональны  $1/\sin^3(\gamma)$  для продольного разброса и  $1/\sin^2(\gamma)$  для поперечного. В наших результатах предполагается, что неопределенности ветров и плотности равны одному стандартному отклонению от среднесезонных значений. Соответственно, сильные локальные погодные эффекты типа порывов ветра или грозы могут значительно увеличить разбросы. Даже при наличии метеоданных со спутников или сложных программ предсказания погоды окажется затруднительным снизить неопределенности много ниже указанных значений. Данные для программ предсказа-

Таблица 4  
Ошибки на конечном участке<sup>а</sup>

Тип	Угол	Составляющие дисперсии, м						Полная дисперсия, м	
		ρ	Ветер		β	Подъемная сила		R	CR
		R	R	CR	R	R	CR		
Дальность 7400 км (ТМЭ)									
	29,9	6	24	24	7	65	44	70	50
Дальность 1850 км (НТ)									
60	6,4	3000	710	470	3500	1300-5800	200-880	4800-7400	510-1000
90	7,5	1100	420	350	1300	950-3600	170-640	2000-4000	390-730
120	9,0	690	320	270	830	660-2100	140-440	1300-2400	300-520
150	11,2	390	220	200	460	430-1100	110-290	770-1300	230-350
180	6,3	1300	440	370	1500	1300-6100	200-900	2400-6400	420-980
Дальность 3000 км (НТ)									
95	6,8	1400	490	380	1700	1200-4900	180-780	2600-5400	420-860
135	8,7	740	330	280	890	710-2300	140-480	1400-2600	320-550
155	9,6	570	280	240	680	580-1700	130-390	1100-2000	280-460
185	11,3	360	210	190	430	420-1100	110-280	730-1200	220-340
240	5,9	1500	510	420	1800	1500-7400	210-1000	2900-7800	470-1100
370	5,9	1400	470	390	1700	1500-7400	210-1000	2700-7700	440-1100

<sup>а</sup> В этой таблице приведены составляющие разброса конечных точек траекторий от различных эффектов на конечном участке: влияния подъемной силы и неопределенностей в плотности атмосферы ρ, ветрах и баллистическом коэффициенте β. Другие обозначения поясняются в примечаниях к табл. 1. При расчетах принимались предположения о постоянной по высоте относительной вариации плотности в 2,5 процента, неопределенности скорости ветра в 10 м/сек, и неопределенности в баллистическом коэффициенте в 3 процента. Угол входа, выраженный в градусах, относится к высоте в 15 километров, где влияние эффектов подъемной силы максимально. Нижняя и верхняя границы разброса из-за влияния эффектов подъемной силы соответствуют экстраполированию разброса по законам  $1/\sin^2\gamma$  и  $1/\sin^3\gamma$  для дальности, и  $1/\sin\gamma$  и  $1/\sin^2\gamma$  для поперечного смещения соответственно. Полная дисперсия разброса траекторий равна квадратному корню из суммы дисперсий разброса отдельных составляющих. Поскольку дисперсии разброса дальности и поперечного смещения отличаются довольно сильно, мы не комбинировали их в единый параметр кругового вероятного отклонения (КВО). Детальное описание расчетов конкретных величин приведено в Приложении 5.

ния погоды собираются с нескольких тысяч станций, расположенных по всему миру, от двух до четырех раз в день - эти данные в основном берутся с метеобаллонов. На основе усложненных программ предсказания погоды и при хорошем вводе данных можно предсказать основные особенности погоды по району достаточно точно, хотя очень трудно предсказать точные атмосферные условия в определенном месте. Более того, изменения ветра и плотности могут быть очень быстрыми. После проведения измерений требуется несколько часов для сбора данных и проведения предсказания, а к этому времени неопределенность предсказания скоростей ветра по порядку величины составляет одно стандартное отклонение от среднесезонного значения.<sup>30,31</sup> Более того, во время кризиса станции погоды, расположенные в районах, которые можно считать потенциальными целями, почти наверняка перестанут передавать информацию - утверждается, что Аргентина прибегала к таким мерам во время Фольклендского кризиса.<sup>32</sup> Это понизит точность предсказания погоды в данном районе. Спутниковые данные могут выделить крупномасштабные атмосферные процессы (например, штормы), которые окажут сильное влияние на точность ракет и могут даже стать причиной для принятия решения отложить атаку. Эти данные могут также позволить скомпенсировать частично большие отклонения скоростей ветра и плотности атмосферы.<sup>33</sup> Но спутниковые данные не столь точны, как измерения на метеобаллонах; более того, трудно получить точные спутниковые данные для низких высот.

*НТ-точности для других БРМБ (кроме Трайдента II).* Разбросы на спуске, указанные в табл. 4, приведены только для Трайдента II и изменятся для других ракет. Чтобы оценить разбросы для других БРМБ, летящих по НТ, можно прежде всего предположить, что отношение НТ-разбросов на спуске к полному ТМЭ-разбросу будет таким же, как и для Трайдента II. Поэтому совершенно бесхитро можно сопоставить полные разбросы на спуске с отношениями значений КВО. Но так как КВО для БРМБ СНГ включает в себя большую неопределенность в положении и скорости подлодки при запуске, более подходящее сопоставление связано с отношением КВО для подлодки без такой неопределенности и КВО для Трайдента II. Мы оценили эту часть КВО БРМБ в предположении, что она равноценна КВО МБР со сравнимым сроком эксплуатации. Этот метод неявно предполагает, что такой скоррелированный баланс ошибок для других БРМБ, грубо говоря, пропорционален

балансу ошибок Трайдента II. Скорее всего это разумное предположение, так как менее точные БРМБ по-видимому обладают худшей системой наведения (что приводит к более серьезным ошибкам при разгоне) и боеголовками с меньшим баллистическим коэффициентом (что приведет к возрастанию ошибок на спуске). Кроме Трайдента II США развернули БРМБ Трайдент I С-4 с боеголовками по 100 кт и с дальностью 7400 км. (Оставшиеся ракеты Посейдон СЗ были сняты с боевого дежурства в октябре 1991 г. и будут сняты с вооружения в 1992 г.<sup>34</sup>) Как сообщается, КВО Трайдента I составляет около 250 м, что эквивалентно КВО ракеты Минитмен III, которая раньше была принята на вооружение.<sup>35</sup> Таким образом, мы считаем, что неопределенностями в начальном положении и скорости Трайдента I можно пренебречь, как и в случае с Трайдентом II. Поскольку КВО у Трайдента I вдвое больше, чем у Трайдента II, разбросы Трайдента I при полете по НТ можно получить, умножив приведенные в табл. 4 значения на два.

СНГ развернут шесть разных типов БРМБ, четыре из которых по максимальной дальности сравнимы с Трайдентом II и по-видимому будут обладать способностью полета по НТ. Две новейшие БРМБ СНГ -SS-N-20 и SS-N-23 обладают дальностью 8300 км и несут десять и четыре боеголовки индивидуального наведения с мощностью 100 кт, соответственно. Как сообщается, КВО SS-N-20 составляет 600 м, а КВО SS-N-23 - 1000 м. Сообщается также, что БРМБ СНГ со сравнимым сроком эксплуатации обладают КВО порядка 200-400 м.<sup>36</sup> КВО в 200-400 м примерно в 2-3 раза выше, чем у Трайдента II. Поэтому для оценки разбросов этих двух БРМБ СНГ при полете по НТ надо увеличивать значения из табл. 4 в 2-3 раза. У более старых БРМБ СНГ КВО, судя по поступившим данным, составляет 1-1,5 км, так что для двух старых типов БРМБ СНГ (SS-N-8 и SS-N-18) значения из табл. 4 надо увеличивать примерно в десять раз.

Компенсация продольных разбросов путем подрыва на заданном расстоянии. Неопределенности дальности, приведенные в табл. 4, могут быть скомпенсированы до некоторой степени при использовании взрывателя, который инициирует взрыв в тот момент (и в той точке), который дает наибольшую эффективность для воздушного ядерного взрыва. Современные американские боеголовки содержат, в частности, акселерометры, позволяющие определить пройденный путь.<sup>37</sup> Если боеголовка находится на траектории с недостатком или с перелетом по отношению к целевой для взрыва точке, подобный взрыватель может



значительно сократить промах за счет подрыва на большей или меньшей высоте по сравнению с оптимальной высотой ядерного взрыва. При полете по НТ подобный компромисс возможен по двум причинам:

1) настильные траектории относительно плоские, так что высота боеголовки относительно медленно меняется в зависимости от дальности;

2) бомбардировщики - это мягкие цели, так что точное положение взрыва не столь критично.

Но такой подрыв не может компенсировать ошибок поперечного разброса. Как показано на рис. 4, летящие по НТ боеголовки, дальность которых отличается от оптимальной на плюс-минус 5 км, подрываются над целью на разной высоте. На практике остаточная ошибка продольного разброса будет небольшой по сравнению с радиусом разрушения ядерного взрыва, но не равной нулю.

Если боеголовка подрывается на оптимальной высоте, то радиус уничтожения мягких наземных целей сравним с размером авиабазы или превышает его. Например, максимальный радиус разрушения наземных целей боеголовкой с мощностью 100 кт примерно составляет 6 км для избыточного давления 0,14 атм и 3 км - для 0,34 атм.<sup>38</sup> У боеголовки с мощностью 500 кт эти величи-

ны возрастают до 10 км и 5,5 км, соответственно, а при мощности боеголовки 1500 кт - до 18,5 км и 6,5 км. Если высота взрыва отличается от оптимальной настолько, что радиус поражения наземных целей составит только лишь 1 км, то при этом сохранится возможность уничтожить бомбардировщики на авиабазе при помощи небольшого числа боеголовок. В табл.5а приведены максимальные продольные разбросы, которые можно компенсировать изменением высоты взрыва так, чтобы радиус поражения наземных целей с центром в расчетной точке падения был не менее по крайней мере 1 км. Например, при боеголовке в 100 кт и избыточном давлении 0,14 атм можно компенсировать продольный разброс плюс-минус 7 км.

Если отдельные бомбардировщики успели подняться в воздух, так что цели оказались уже воздушными, то применим более строгий критерий. За две минуты после взлета бомбардировщик типа американского Б-52м сможет пролететь около 10 км, а Б1-Б - около 15 км.<sup>39</sup> Для перекрытия цилиндрического объема радиусом 10 км и высотой 3-5 км потребуется 10 боеголовок по 100 кт, если избыточное давление должно быть не менее 0,14 атм, и примерно 30 боеголовок для избыточного давления 0,34 атм. Число боеголовок с мощностью 500 кт составит четыре и десять, соответственно, а для 1500

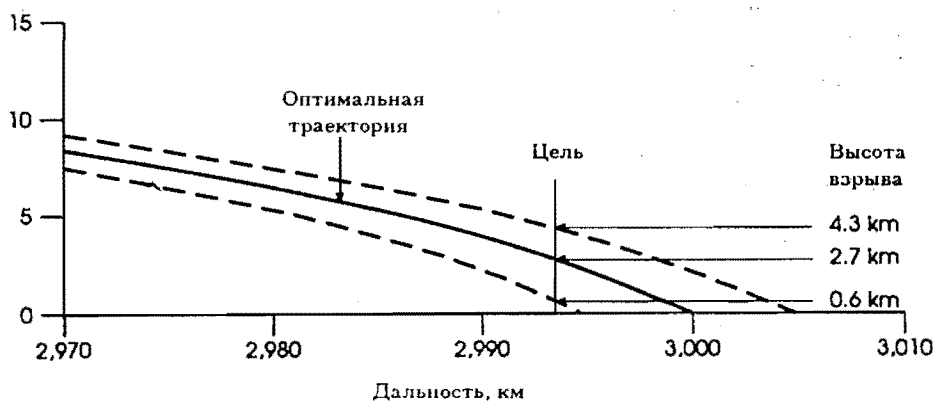


Рисунок 4

Иллюстрация подрыва на заданном расстоянии. Сплошная линия - траектория (НТ-240-УЧБ), выводящая боеголовку над целью на оптимальную высоту взрыва 2,7 км (боеголовка в 500 кт, порог избыточного давления 0,14 атм), которая обеспечивает радиус поражения по поверхности земли 10 км. Штрихованными линиями изображены траектории с дальностью на 5 км больше или меньше оптимальной. Если использовать подрыв на заданном расстоянии, высота взрыва составит 4,3 км и 0,6 км, соответственно, а наземный радиус поражения с избыточным давлением 0,14 атм в обоих случаях будет около 7 км. (Эти значения рассчитаны с использованием данных из книги Glasstone and Dolan, The Effects of Nuclear Weapons, pp. 104, 109, 115.)

кт - три и пять. Эти величины основаны на предположении, что у боеголовок практически нет разброса; по мере ухудшения точности потребуется все большее число боеголовок для перекрытия заданного района с той же степенью достоверности. Например, при замене каждой боеголовки начальной заградительной завесы на две, намеченные для взрыва на разной высоте над одной и той же точкой, можно использовать подрыв на заданном расстоянии для компенсации части продольного разброса и повышения уверенности в размере области с требуемым избыточным давлением. Если две боеголовки, каждая из которых вызывает требуемое избыточное давление в объеме радиуса  $R$ , будут нацелены на взрыв над одной точкой, но с разнесением  $R$  по высоте, то можно допустить такую неопределенность дальности, если она соответствует неопределенности в высоте взрыва примерно  $R/2$  или меньше. В табл. 5б приведены максимальные продольные разбросы, которые можно скомпенсировать при удвоении числа боеголовок в заградительном залпе. Например, при избыточном давлении 0,14 атм и боеголовках в 100 кт можно допустить продольный разброс плюс-минус 4,5 км, а для заградительного залпа потребуется 20 таких боеголовок.

**Влияние НТ-точности на уязвимость бомбардировщиков.** Обычно считается, что бомбардировщики выводятся из строя при избыточных давлениях 0,14-0,34 атм. Мы полагаем, что БРМБ с НТ подходят для использования в заградительной атаке против находящихся на базе и поднявшихся в воздух бомбардировщиков при продольных разбросах, не превышающих приведенных в табл. 5а и 5б значений для заданных мощности боеголовки и степени защищенности целей. На основе этого критерия можно оценить способность БРМБ с НТ, указанных в табл. 1, атаковать бомбардировщики. Но из табл. 1 очевидно, что можно добиться еще более высокой точности за счет подлетного времени путем увеличения высоты апогея настильной траектории.

Значения полных разбросов, приведенных в табл. 1 для Трайдента II с боеголовками по 500 кт, говорят о том, что эта ракета будет иметь точность, адекватную для нападения на бомбардировщики при любой сформированной траектории с дальностью 1850 км или 3000 км. Если с Трайдента II будет снята часть боеголовок для получения более коротких подлетных времен, соответствующая точность подходит для создания избыточного давления 0,14 атм, но по-видимому не для 0,34 атм в случае НТ-180-УЧБ с дальностью 1850 км или НТ-240-УЧБ с

дальностью 3000 км.

Американская ракета Трайдент I с боеголовками по 100 кт и вдвое худшими разбросами по сравнению с Трайдентом II окажется достаточно точной для атаки на бомбардировщики при полете либо по НТ-150 с дальностью 1850 км, либо по НТ-185 с дальностью 3000 км. Точности БРМБ СНГ SS-N-20 и SS-N-23 с боеголовками по 100 кт и с разбросами, которые в 2-3 раза выше, чем у Трайдента II, также достаточны для полета по таким траекториям, хотя по-видимому она окажется на пределе для поражения целей, защищенных до избыточного давления 0,34 атм. Если снять часть боеголовок для сокращения подлетного времени, то точности этих БРМБ нехватит для подобной задачи. БРМБ СНГ SS-N-18 с боеголовкой в 500 кт и разбросом примерно на порядок величины хуже, нежели у Трайдента II, будут обладать достаточной точностью для нападения на находящиеся на базе бомбардировщики, защищенные до избыточного давления 0,14 атм, если направить их по траекториям НТ-150 с дальностью 1850 км или НТ-185 с дальностью 3000 км. Ракета СНГ SS-N-8 с боеголовкой в 1,5 Мт и разбросами примерно в 10 раз большими, чем у Трайдента II, будет обладать точностью, достаточной для нападения на цели, укрепленные до избыточного давления 0,14 атм, но скорее всего недостаточной при избыточном давлении 0,34 атм.

Наконец, если будет разработана новая БРМБ с повышенной скоростью и с технологией наведения, сравнимой с Трайдентом II, ее точность на настильных траекториях типа НТ-370-ВС с дальностью 3000 км будет достаточной для нападения на цели, гибнущие при избыточном давлении 0,14 атм, но вероятно окажется на пределе для целей, требующих избыточного давления 0,34 атм.

#### УМЕНЬШЕНИЕ ОШИБОК И НАГРЕВА НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МАБГ

Поскольку малый угол входа в атмосферу приводит к возрастанию нагрева и уменьшению точности, такие проблемы можно было бы решить при использовании маневрирующей боеголовки (МАБГ), которая могла бы развернуть себя при входе в атмосферу и поставить на более крутую траекторию спуска. Увеличение угла входа до 25-30 довело бы значения нагрева и точности до величин, сравнимых с данными для ТМЭ, а этого хватит для нападения на такие защищенные цели, как МБР в шахтах и центры управления. Для таких целей по-види-

Таблица 5а

Компенсация разброса дальности подрывом на определенном расстоянии (наземные цели)<sup>а</sup>

Мощность, кт	Компенсация разброса по дальности, км	
	Давление 0,14 атм	Давление 0,34 атм
100	7,0	2,5
500	12,0	4,0
1500	20,0	6,5

<sup>а</sup> В таблице приведены значения продольного разброса, которые могут быть скомпенсированы при разных сочетаниях мощности взрыва и защищенности цели путем подрыва на заданном расстоянии, при котором изменяется высота взрыва. Критерий для наземных целей выбирается так, чтобы радиус поражения по поверхности оставался не менее 1 км при изменении высоты взрыва.

тому будут достаточны даже относительно грубые МАБГ, использующие для наведения не внешние датчики, а только акселерометры. Такие системы разрабатывались в США в 70-е и 80-е годы для обхода ПРО путем маневрирования на конечном участке траектории.<sup>40</sup> В подобных МАБГ могли использоваться закрылки и стабилизаторы, как только боеголовка оказывалась в атмосфере. Не ясно, насколько трудным окажется переделка существующих МАБГ для этих целей, но несомненно потребуются несколько испытательных полетов, чтобы добиться уверенности в работе системы. Более совершенная МАБГ с точным наведением, использующая внешние датчики для наведения на конечном участке еще не разработана для стратегических ракет; такая задача окажется очень сложной и потребует нескольких серий испытательных полетов. С другой стороны, такая новая МАБГ скорее всего не

даст никаких преимуществ для этих целей по сравнению с МАБГ, имеющими аэродинамическое управление.

Альтернативой служит вариант, когда боеголовка может нести запас топлива, достаточный для отклонения на крутую траекторию, хотя это потребует большой платы в виде лишнего веса. При этом носитель сможет вывести только пару боеголовок. Поэтому кажется, что не существует побудительных мотивов для разработки подобных боеголовок за исключением МАБГ с аэродинамическим управлением.<sup>41</sup>

**ВРЕМЯ РАЗДЕЛЕНИЯ БОЕГОЛОВОК И ПОКРЫВАЕМАЯ ПЛОЩАДЬ**

Короткие времена полета по НТ поднимают вопрос о том, сможет ли завершиться процесс разделения боеголовок индивидуального наведения до начала входа в атмо-

Таблица 5б

Компенсация разброса дальности подрывом на определенном расстоянии (воздушные цели)<sup>а</sup>

Мощность, кт	Компенсация разброса по дальности, км	
	Давление 0,14 атм	Давление 0,34 атм
100	4,5	2,5
500	7,5	4,0
1500	11,0	6,5

<sup>а</sup> В таблице приведены значения продольного разброса, которые могут быть скомпенсированы при разных сочетаниях мощности взрыва и защищенности цели путем подрыва на заданном расстоянии, при котором изменяется высота взрыва. Критерий для воздушных целей выбирается так, чтобы высота взрыва могла меняться на половину радиуса поражения.

сферу. У МБР фаза разделения длится достаточно долго, поскольку нет причин для ее сокращения. Время отделения одной боеголовки для ракеты МХ составляет 30–50 с.<sup>42</sup> Аналогичное время для БРМБ должно быть меньше и по имеющимся данным оно примерно составит 15 с.<sup>43</sup> Кажется сомнительным, чтобы современные платформы для боеголовок имели возможность сократить это время до значений, меньших 10 с, без заметного влияния на точность попадания. Но в связи с тем, что разбросы от ошибок при разгоне значительно меньше, чем разбросы на конечном участке при полете по НТ, можно допустить некоторое ухудшение управления при быстром отделении боеголовок. На Трайденте II разгон завершается за 170 с после запуска. Если предположить, что торможение в атмосфере начинает влиять на отделение боеголовок на высотах ниже 60–80 км, то полное разделение для тех НТ, которые мы рассматривали, должно быть завершено, за 1,5–2 минуты до подрыва боеголовок. Таким образом, боеголовки с полетным временем 7 минут или более имеют достаточно времени, чтобы завершить разделение боеголовок до входа в атмосферу даже при существующих платформах. При НТ с временем полета, существенно меньшим 7 минут, должно быть сокращено время отделения отдельной боеголовки, например, путем разработки "мини-платформы" для каждой боеголовки или, возможно, для небольшой группы боеголовок.<sup>44</sup>

Размер покрываемой боеголовками площади зависит от добавочной скорости, которую платформа может придать боеголовкам, и от того, в какой степени изменение скорости боеголовки при отделении может привести к отклонениям траектории в продольном и поперечном направлениях. Типичный размер покрываемой площади для БРМБ на ТМЭ составляет примерно 500x150 км.<sup>45</sup> Если сравнить чувствительности продольного и поперечного отклонений к изменениям скорости разгона (см. Приложение 4) для ТМЭ с дальностью 7400 км и НТ с дальностью 1850 км, можно оценить, что при одной и той же платформе покрываемая площадь для НТ с дальностью 1850 км составит 170x40 км. Такое покрытие окажется достаточным, чтобы развести боеголовки одной ракеты для создания заградительной завесы над одной базой бомбардировщиков.

#### РОЛЬ БРМБ С НТ В ПРЕОДОЛЕНИИ ПРОТИВОРАКЕТНОЙ ОБОРОНЫ

Есть несколько причин, почему БРМБ с НТ могут быть полезными для преодоления систем ПРО.<sup>46</sup> (Принятые Палатой предста-

вителей США в 1988 г. меры по запрету испытаний БРМБ на НТ были поддержаны сторонниками СОИ для того, чтобы устранить возможный способ противодействия системам ПРО.) Прежде всего, это малое подлетное время, которое ограничивает способность системы ПРО перехватить приближающуюся боеголовку. Во-вторых, низкий профиль настильных траекторий значительно уменьшает расстояния, на которых ракета может наблюдаться и отслеживаться наземными РЛС, и тем самым тоже сокращает время, доступное для перехвата. Наконец, системы ПРО космического базирования типа предложенной системы "Блестящие камушки" имеют возможность атаковать цели только на высотах выше примерно 100 км, поскольку ниже такого уровня плотность атмосферы резко возрастает и это приводит к чрезмерному нагреванию сенсоров на кинетических перехватчиках. Поэтому при полете по НТ с апогеем ниже 100 км можно спокойно пролететь под такой оборонительной системой.<sup>47</sup> Мы нашли, что можно лететь по сформированной траектории с высотой апогея ниже 100 км при дальностях примерно 2000 км или меньше.

#### ВЫВОДЫ ТЕХНИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

Хотя наши расчеты были проведены для американской БРМБ Трайдент II, результаты имеют более общий характер и могут использоваться для других БРМБ со сравнимой дальностью. В этом разделе мы обсудим использование нашего технического анализа для существующих и перспективных БРМБ.

#### СУЩЕСТВУЮЩИЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ БРМБ

Атмосферные нагрузки и нагрев носителя при полете любой БРМБ по настильной траектории могут быть сведены к уровню, сравнимому с соответствующими величинами для полета по ТМЭ, если направить ракету по сформированной траектории.

**Существующие БРМБ.** Похоже, что существующие БРМБ способны летать по НТ, для чего в крайнем случае потребуется незначительное увеличение теплозащиты боеголовки. Подлетные времена для существующих БРМБ на НТ могут стать значительно короче, чем при полете на такую же дальность по ТМЭ. При дальности 1850 км без труда достижимо подлетное время в 7 минут, а этого достаточно, чтобы угрожать значительной части стратегических бомбардировочных сил США или СНГ, даже если они находятся на каждомдневном боевом дежурстве. Могут оказаться уязвимыми также

и базы бомбардировщиков, расположенные далеко в глубине территории, поскольку подлетное время при дальности 3000 км составит примерно 10 минут и можно организовать заградительный заслон против бомбардировщиков через несколько минут после их взлета.

Точность БРМБ на НТ упадет по сравнению с полетом по ТМЭ, но и США, и СНГ в настоящее время развертывают БРМБ с точностью, достаточной для нападения на "мягкие" цели типа авиабаз с бомбардировщиками.

При дальности не более 2000 км существующие БРМБ могут летать по НТ с высотой апогея около 100 км, что позволит им обходить системы ПРО космического базирования.

Новый носитель БРМБ с НТ-способностью. Потребуется разработка нового носителя с очень высокой разгоной скоростью (примерно 10 км/с вместо 6.5 км/с для Трайдента II), чтобы достичь подлетного времени примерно 7 минут при дальности 3000 км, а этого окажется достаточным для угрозы всем базам бомбардировщиков США и СНГ (снятие лишних боеголовок с Трайдента II приведет к подлетным временам гораздо более 7 минут). НИОКР для такого носителя потребует нескольких серий испытательных полетов, возможно 20-30 в течение многих месяцев.<sup>48</sup>

У такой высокоскоростной ракеты придется значительно увеличивать теплозащиту боеголовок (см. НТ-370-ВС в табл. 2). Эта переделка, вероятно, потребует некоторого, хотя возможно и небольшого числа испытательных полетов.

Разброс на спуске для БРМБ на НТ увеличивается с возрастанием скорости ракеты, но при достаточно мощных боеголовках точности высокоскоростных БРМБ хватит для нападения на мягкие цели.

Новая боеголовка для НТ-полетов. Ошибки на спуске у БРМБ при полете по НТ можно свести до уровня ошибок БРМБ на ТМЭ, если разработать простую маневрирующую боеголовку с аэродинамическим управлением, которая развернется в высоких слоях атмосферы и выйдет на траекторию с большим углом спуска. Соединенные Штаты могли бы воспользоваться своим прототипом МАБГ для полета в таком режиме, но для детальной отработки и установки на БРМБ потребуется несколько серий испытательных полетов. Нет данных о разработке МАБГ в СНГ, так что там потребуются более длинные серии испытательных полетов, чтобы добиться МАБГ-потенциала для полетов по НТ.

## МЕРЫ КОНТРОЛЯ НАД ВООРУЖЕНИЯМИ ДЛЯ ОГРАНИЧЕНИЯ МПВ-ВАРИАНТОВ

За последние 15 лет несколько раз в США и СССР поднимался вопрос о возможности запрета полета БРМБ по НТ. США предложили включить запрет на НТ в Договор ОСВ II, но отказались от этого предложения, когда советские участники переговоров связали его с другими мерами по ограничению систем с коротким временем предупреждения типа установления зон размещения подлодок с баллистическими ракетами.<sup>49</sup> Советский президент Горбачев предлагал на встрече с президентом Рейганом в декабре 1987 г. запретить БРМБ на НТ.<sup>50</sup>

В мае 1988 г. палата представителей конгресса США внесла поправки в законопроект о расходах на оборону на 1989 финансовый год, запрещающие Соединенным Штатам испытывать ракеты с настильными траекториями, пока СССР также будет воздерживаться от подобных испытаний.<sup>51</sup> В исправленном виде после согласительной конференции с сенатом эта поправка сохранилась, но она потеряла силу после того, как президент Рейган наложил вето на этот законопроект. На следующий год президент Буш заявил, что БРМБ с НТ будут обсуждаться в рамках технических групп на переговорах по СТАРТ. Однако и эти переговоры завязли отчасти из-за непрекращающейся советской заинтересованности рассматривать и другие меры по предотвращению неожиданных нападений. Более того, казалось, что советская сторона не хотела бы запрещать систему, которая могла быть использована в качестве меры противодействия системе ПРО, в то время, когда США энергично продвигали программу СОИ. В законе на 1991 финансовый года об утверждении расходов на оборону США президенту предлагалось продолжать добиваться соглашения с СССР о запрещении испытательных полетов ракет по настильным траекториям.<sup>52</sup>

Безопасность США и СНГ вырастет, если обе страны откажутся от МПВ-потенциала. Далее мы сосредоточимся на мерах контроля, которые ограничат текущие и будущие НТ-способности обеих стран.

Поскольку одной из причин разработки БРМБ с НТ может быть создание мер противодействия ПРО, при любых переговорах по ограничению НТ для БРМБ следует придерживаться приверженности к Договору по ПРО.

**Запрещение испытательных НТ-полетов существующих БРМБ.** Запрет на испытания БРМБ на НТ поможет прояснить намерения обеих сторон путем введения согласованных ограничений, нарушение которых

очень просто установить. Одно из преимуществ такого запрета состоит в том, что он будет предохранять от постепенной эрозии установленных норм не посылать БРМБ по НТ.<sup>53</sup>

Чтобы иметь военную пользу, БРМБ на НТ должны пройти контрольные испытания для определения точности и получения уверенности во всей системе. Если бы такой тип оружия предназначался для внезапного нападения, где нужна высокая степень достоверности, в программу испытательных полетов следовало включить достаточно большое число испытаний для обеспечения хорошей статистики проверки эффективности. Но если бы испытания прошли успешно, они могли быть проведены за относительно короткий промежуток времени. Поэтому поскольку современные БРМБ лишь с незначительными переделками способны летать по настильным траекториям со значительно сокращенным подлетным временем, то период полного отказа от договора, запрещающего испытания на НТ, может оказаться относительно коротким. Однако военное значение такого разрыва может оказаться ограниченным, так как подлетные времена современных БРМБ на НТ могут оказаться недостаточно короткими, чтобы угрожать всем авиабазам в глубине территории.

Запрещение полетов БРМБ по НТ требует определения понятия "настильная траектория", что содержит элемент произвольности, поскольку траектория БРМБ может непрерывно переходить в навесную или настильную. Две важнейшие характеристики, представляющие интерес, — это подлетное время и высота апогея, так как малое подлетное время сокращает период предупреждения об атаке, а низкая высота апогея делает обнаружение нападения более трудным и может уменьшить уязвимость БРМБ к системе ПРО.

Для существующих ракет имеется строгая корреляция между подлетным временем и высотой апогея: чтобы добиться короткого подлетного времени, надо лететь по траектории, апогей которой очень низок по сравнению с ТМЭ при той же дальности. Наши расчеты при дальностях ниже примерно 4000 км показывают, что минимальное подлетное время при настильных траекториях составляет около 60 % от подлетного времени БРМБ на ТМЭ при той же дальности, а высота НТ-апогея составляет менее 25 % соответствующего ТМЭ-апогея. Поэтому соглашение о запрете на испытательные полеты БРМБ по НТ могло бы запретить любые полеты БРМБ, высота апогея которых меньше, скажем, трех четвертых апогея ТМЭ при той же дальности. Это ограничение все

еще позволит иметь значительные отклонения от ТМЭ, но подлетные времена современных ракет на таких траекториях составят 85-90 % от подлетного времени на ТМЭ с той же дальностью. Этот предел обладает тем преимуществом, что он зависит лишь от простых геометрических свойств траектории. Кроме того, траектория спуска в этом случае будет существенно отличаться от прохождения через атмосферу при НТ; поэтому нельзя будет получить полезную информацию для оценок работоспособности БРМБ на участке спуска при полете по НТ.

Предложены другие меры по ограничению подлетного времени,<sup>54</sup> но изложенные выше ограничения на высоту апогея должны быть достаточными для современных БРМБ.

Может последовать возражение, что испытательный полет БРМБ по настильной траектории или по части такой траектории будет замаскирован под неудачное испытание. Однако серия таких "неудач", когда ракеты не были уничтожены при начале отклонения от "запланированной" траектории станет достаточно очевидным указанием на попытку обойти запрет.

Запрещение развертывания новых БРМБ с повышенной скоростью. В зависимости от своей строгости ограничения на высоту апогея при испытательных полетах БРМБ могут оказаться недостаточными для предотвращения полетов новых высокоскоростных БРМБ по траекториям с коротким подлетным временем, поскольку в этом случае даже у траекторий, которые не столь сильно отклоняются от ТМЭ, могут быть короткие подлетные времена. Сейчас нет планов создавать какие-либо новые БРМБ, но для предотвращения возможного приобретения в будущем таких высокоскоростных ракет, которые специально сконструированы для настильных траекторий, можно было бы предусмотреть запрет на полетные испытания и развертывание новых БРМБ с разгонной скоростью выше некоторого значения. Поскольку разгонная скорость ракеты меняется при изменении полезной нагрузки, такой запрет может потребовать совместных мер по определению полезной нагрузки каждой ракеты до ее испытания в полете, если какая-либо страна будет разрабатывать новую БРМБ. С другой стороны, поскольку такую ракету все равно придется испытывать на высокой скорости, чтобы соответствующим образом проверить ее способности, подобная мера возможно окажется не столь необходимой.

Существует стремление запретить разработку высокоскоростных БРМБ, а не запрещать только их полеты по НТ, разрешив разработку, поскольку в первом случае про-

падает опасность подрыва договора в короткие сроки, когда новые БРМБ могли бы в принципе угрожать всем расположенным далеко в глубине территории бомбардировочным базам.

**Запрещение разработки МАБГ.** Сочетание малого подлетного времени и высокой точности станет особенно дестабилизирующим фактором, поскольку оно сможет позволить БРМБ угрожать защищенным целям, например, МБР до того, как их смогут запустить. Без МАБГ разбросы на спуске будут накладывать фундаментальные ограничения на точность БРМБ на НТ, так что их можно будет использовать только для нападения на мягкие цели. Запрещение дальнейшей разработки всех МАБГов устранил главные возможности повышения точности БРМБ на НТ.<sup>55</sup> Для этих целей придется запретить разработку даже простых "уклоняющихся" типов МАБГ, поскольку такую МАБГ можно использовать для придания боеголовке более крутого угла спуска и тем самым увеличить ее точность. Подобный запрет может встретить сопротивление со стороны тех, кто считает важным сохранить вариант уклоняющейся боеголовки в качестве меры противодействия возможной будущей системе ПРО. Однако, как было замечено выше, скорее всего потребуются непрекращающаяся приверженность Договору по ПРО, если надо обеспечить запрет на БРМБ на НТ, и любые меры по ограничению НТ-потенциала могут пропасть даром, если какая-либо страна начнет в одностороннем порядке развертывать значительную систему ПРО.

**Сокращение численности БРМБ.** Даже если БРМБ не запускаются по НТ, они сохраняют характерный потенциал малого подлетного времени, поскольку их можно направить по ТМЭ с малой дальностью. Этот МПВ-потенциал современных БРМБ при полете как по НТ, так и по ТМЭ следует принимать во внимание при планировании дальнейших сокращений ядерных арсеналов США и СНГ и при создании оптимальной структуры сил минимального сдерживания. Хотя БРМБ и обладают выживаемостью, их МПВ-потенциал предоставляет возможность нападения с коротким временем предупреждения на центры управления и национальное руководство, а также на ядерные силы наземного базирования, давая тем самым очень мало времени на ответный удар. Поэтому может оказаться, что в структуре сил минимального сдерживания только очень малая часть боеголовок должна быть расположена на БРМБ или же что БРМБ следует полностью устранить.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Современные БРМБ обладают значительным характерным НТ-потенциалом, хотя может потребоваться разработка высокоскоростных носителей для угрозы расположенным в глубине территории баз бомбардировщиков, а также потребуются МАБГи для БРМБ на НТ, чтобы угрожать защищенным целям типа МБР в шахтах. В интересах безопасности США и СНГ следует отказаться от способности иметь малое подлетное время. Сочетание ограничений на высоту апогея при испытательных полетах существующих БРМБ и запретов на разработку высокоскоростных носителей и МАБГов обеспечит неспособность любой из стран разрабатывать НТ-потенциал. Но могут оказаться желательными глубокое сокращение численности БРМБ или полный отказ от них для оптимальной стабильной структуры сил минимального сдерживания с учетом их характерного потенциала иметь малое подлетное время.

## БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы хотели бы поблагодарить Джона Андерсона, Стива Феттера, Джорджа Льюиса, Тэда Постола, Роберта Шермана, Дэвида Вогана и Фрэнка фон Хиппеля за полезные обсуждения. Авторам помогли стипендии по теме "Международный мир и безопасность", выделенные Исследовательским советом по общественным наукам при фонде Макартура.

## ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. Сейчас имеется мало информации о настильных траекториях в открытой литературе. Наилучшее доступное обсуждение дается в книге Jonathan Medalia, *Fast-Trajectory Strategic Ballistic Missiles* (Washington DC: Congressional Research Service, 1990).
2. Lisbeth Gronlund and David Wright, "Short Time-of-Flight Nuclear Attacks" in E. Arnett, ed., *Science and International Security* (Washington DC: American Association for the Advancement of Science, 1990), p.411.
3. Для более детального обсуждения уязвимости бомбардировщиков смотрите, например, работы Alton H. Quanbeck and Archie L. Wood, *Modernizing the Strategic Bomber Force* (Washington DC: Brookings Institution, 1976), p.39; Roger Speed, "START and Bomber Survivability," report UCID-21713 (Livermore, California: Lawrence Livermore National

- Laboratory, 1989); Michael E. Brown, "The US Manned Bomber and Strategic Deterrence in the 1990s," *International Security*, 14, Fall 1989, p.9; Donald Rice, "The Manned Bomber and Strategic Deterrence," *International Security*, 15, Summer 1990, p.100; Harold A. Feiveson and Frank N. von Hippel, "Beyond START: How to Make Much Deeper Cuts," *International Security*, 15, Summer 1990, p.169; Gronlund and Wright, "Short Time-of-Flight Nuclear Attacks".
4. Brown, "The US Manned Bomber," p.9.
  5. Brown ("The US Manned Bomber") and Speed ("Bomber Survivability") указывают, что реалистическая оценка времени между моментом выхода БРМБ из-под воды и подъемом первого бомбардировщика составляет 6,5 минут. Дополнительные полминуты (или что-то в этом диапазоне) требуются, чтобы бомбардировщик вышел из зоны уничтожения боеголовкой в 500 кт, направленной на авиабазу. Это время возрастет примерно до 90 с при заградительной атаке семи боеголовок. Чтобы все бомбардировщики покинули базу, потребуется несколько минут.
  6. Stephen M. Meyer, "Soviet Nuclear Operations," in Ashton B. Carter, John D. Steinbruner, and Charles A. Zraket, eds., "Managing Nuclear Operations" (Washington DC: Brookings Institution, 1987), p.494.
  7. Число бомбардировщиков взято из статьи Robert S. Norris and William M. Arkin, "Nuclear Notebook: US Strategic Nuclear Forces, End of 1991," *Bulletin of Atomic Scientists*, 48, January/February 1992, p.49. О расположении баз говорится в статье Thomas K. Longstreth and Richard A. Scribner, "US Strategic Bombers and Their Weapons," in Frank von Hippel and Roald Z. Sagdeev, eds., "Reversing the Arms Race", (New York, Gordon and Breach, 1990), p.202. В январе 1992 г. президент Буш объявил, что ряд стратегических бомбардировщиков станут неядерными. Если так будут преобразованы оставшиеся B-52 G, то число стратегических баз сократится до 8.
  8. Quanbeck and Wood, "Modernizing the Bomber Force", p.51.
  9. Число бомбардировщиков взято из работ Robert S. Norris and William M. Arkin, "Nuclear Notebook," *Bulletin of the Atomic Scientists*, 48, January/February 1992, p.48; and US Department of Defense, "Military Forces in Transition 1991" (Washington DC: 1991) - обратите внимание на приложенную карту.
  10. Brown "The US Manned Bomber", p.23; Quanbeck and Wood, "Modernizing the Bomber Force", p.49.
  11. Эти избыточные давления были подсчитаны с использованием книги Samuel Glasstone and Philip J. Dolan, *The Effects of Nuclear Weapons*, 3rd edition (Washington DC: US Government Printing Office, 1977), p.109 and p.104 для воздушных целей и стр.115 - для наземных. Радиус поражения при взрыве по отношению к наземным целям больше, чем к воздушным целям, поскольку к падающей ударной волне добавляется отраженная.
  12. Это время можно получить, например, из статьи Ashton B. Carter, "Assessing Command System Vulnerability," in *Managing Nuclear Operations*, p.581.
  13. Дальность ракеты достигает максимума на траектории, которая лежит слегка ниже траектории с минимальной энергией, по следующей причине: ТМЭ обладает тем свойством, что первая производная дальности по углу разгона равна нулю при заданной скорости разгона. Скорость разгона возрастет при небольшом понижении траектории на участке разгона, поскольку меньше скажется замедление силой тяжести. Поэтому, если траектория слегка понижена по отношению к ТМЭ, первая производная дальности по скорости разгона будет больше второй производной дальности (она отрицательна) по углу разгона. Но поскольку траектория с максимальной дальностью и траектория с минимальной энергией очень близки одна к другой, мы не будем их различать в дальнейшем.
  14. Смотрите, например, книгу Frank J. Regan, *Re-entry Vehicle Dynamics* (New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984), p.98.
  15. Paul Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance* (New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990), p.272.
  16. Очень сильный нагрев может потребовать разработки боеголовок с механизмом активного охлаждения или со способностью маневрировать, чтобы вывести боеголовки на более крутую траекторию. Обсуждение механизма активного охлаждения приведено в работе Matthew Bunn, *The Technology of Re-entry Vehicles* (Cambridge, Massachusetts: Report No. 11, Program in Science and Technology for International Security, MIT, 1984), p.20.
  17. Детальное обсуждение наведения бал-



- листических ракет и ошибок смотрите в работах В.Т.Фелд, Т.Гринвуд, Г.В.Ратхенс, и С.Вайнберг, eds., *Impact of New Technologies on the Arms Race*, (Cambridge, Massachusetts: MIT Press, 1971), p.19; Matthew Bunn and Kosta Tsipis, *Ballistic Missile Guidance and Technical Uncertainties of Countersilo Attacks*, (Cambridge, Massachusetts: Report No. 9, Program in Science and Technology for International Security, MIT, 1983); Dietrich Schroeer, *Science, Technology, and the Nuclear Arms Race*, (New York: John Wiley and Sons, 1984), p.144; Donald MacKenzie, *Inventing Accuracy*, (Cambridge, Massachusetts: MIT Press, 1990).
18. H.P.Liepman, "Analysis of Boundary Layer Transition Effects on Ballistic Reentry Vehicle Impact Dispersion and Comparison with Other Dispersion Factors," (Arlington, Virginia: Institute for Defense Analyses, December 1975), NTIS, AD-A022-949/2, p.30; and W.J.Burns, "ABRES Flight Test Evaluation of RV Accuracy," (Redondo Beach, California: TRW Systems Group, September 1974), DTIS, AD-A048-471, pp.3-35.
  19. Общее обсуждение эффектов подъемной силы приведено в работах Burns, "ABRES Flight Test Evaluation", pp.3-44; and R.H.Palmer, J.J.Pettus. and R.A.Larmour. "A Phenomenological Framework for Reentry dispersion Source Modeling", (El Segundo, California: Aerospace Corp., December 1977) NTIS, AD B024098.
  20. L.S.Glover and J.C.Hagan, "The Motion of Ballistic Missiles" (Silver Spring, Maryland: Applied Physics Laboratory, John Hopkins University, July 1971), NTIS, AD 731662, p.186.
  21. Glover and Hagan, "Ballistic Missiles", p.157; Cai Jinshi, "On Rolling Resonance and Slightly Asymmetrical Aerodynamic Force of the Reentry Body," (China: Chins Aerodynamic R&D Center, March 1985) NTIS, AD-A176076.
  22. Hartley H.King, "Ballistic Missile Reentry Dispersion," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 17, May/June 1980, p.240; Liepman, "Boundary Layer Transition".
  23. Palmer, Pettus, and Larmour, "Reentry Dispersion Modeling," p.11; King, "Reentry Dispersion"; and Burns, "ABRES Flight Test Evaluation," p.2-3.
  24. Palmer, Pettus, and Larmour, "Reentry Dispersion Modeling", p.39.
  25. Bunn and Tsipis, "Ballistic Missile Guidance," p.47.
  26. Graham Spinardi, "Why the US Navy Went for Hard-Target Counterforce in Trident II (And Why It Didn't Get There Sooner)," *International Security*, 15, Fall 1990, p.147; Paul B.Stares, *Space and National Security* (Washington DC: Brookings Institution, 1987), p.37.
  27. Bunn and Tsipis, "Ballistic Missile Guidance," pp.45-46.
  28. Bunn and Tsipis, "Ballistic Missile Guidance," p.49. Так как связанные с гравитацией ошибки проявляются главным образом на участке разгона, мы включили их в категорию ошибок параметров разгона. Баланс ошибок Бунна и Циписа базируется на балансе, приведенном в работе Hoag, "Ballistic Missile Guidance."
  29. БРМБ традиционно гораздо менее точны по сравнению с МБР. Главным образом это связано с неопределенностями положения, значений скорости и ориентации подлодки в момент запуска (смотрите Schroeer, *Science, Technology and the Nuclear Arms Race*, p.145). Для Трайдента II эти неопределенности были значительно сокращены путем наблюдения за положением подлодки с помощью спутниковой системы GPS (Global Positioning System), отслеживания скорости подлодки относительно дна океана и использования точных гравитационных карт океана. Как сообщается, у Трайдента II практически такое же КВО, что и у МБР MX.
  30. W.M.Hollister, E.R.Bradford, and J.Welch, "Using Aircraft Radar Tracks to Estimate Winds Aloft," *Lincoln Laboratory Journal*, 2, Fall 1989, p.555.
  31. Stares (Science and National Security) утверждает, что информация по нацеливанию у ракет Минитмен обновляется каждые 24 часа для учета погодных условий, но это слишком редко, чтобы сократить неопределенности ниже значений, принятых в нашем анализе.
  32. Alan Robock, Department of Meteorology, University of Maryland (частное сообщение).
  33. Desmond Ball, "Can Nuclear War Be Controlled?," *Adelphi Paper*, 169 (London: International Institute for Strategic Studies, 1981).
  34. Norris and Arkin, "US Strategic Nuclear Forces, End of 1991."
  35. William M.Arkin, "Sleight of Hand with Trident II," *Bulletin of the Atomic Scientists*, 40, December 1984. На стр.5 указано, что КВО Трайдента I снижено с 500 м до 250 м. Мы полагаем, что это улучшение произошло от уменьшения ошибок в определении начального положения и скорости на том же основа-

- нии, что и для Трайдента II.
36. Cochran et al., Soviet Nuclear Weapons, pp.111,114; Norris and Arkin, "Soviet Nuclear Forces, End of 1990".
  37. Бунн и Ципис оценивают, что при подрыве на заданном расстоянии это расстояние можно отмерить с точностью лучше 50 м. ("Ballistic Missile Guidance," p.45). В боеголовках СНГ по-видимому имеется такой же механизм.
  38. Все числа в этом разделе подсчитаны с использованием книги Glasstone and Dolan, eds., The Effects of Nuclear Weapons, pp.102- 115.
  39. Quanbeck and Wood, Modernizing the Strategic Bomber Force, p.48.
  40. Matthew Bunn, "The Next Nuclear Offensive," Technology Review, January 1988, p.28.
  41. Например, если бы боеголовка двигалась со скоростью 6 км/с, то для отклонения ее на угол 30 градусов требуется приложить поперечную скорость 3 км/с. Если тяговый двигатель на боеголовке обладает удельным импульсом 300 с, то боеголовке придется нести примерно удвоенную массу в виде топлива. Это следует из уравнения движения ракеты  $\Delta V = gI \ln(m_i/m_f)$ , где  $\Delta V$  - изменение скорости,  $g$  - ускорение силы тяжести,  $I$  - удельный импульс, а  $m_i$  и  $m_f$  - начальная и конечная массы боеголовки, соответственно.
  42. Ashton Carter, Directed Energy Missile Defense in Space (Washington DC: Government Printing Office, 1984), p.7; John Adams and Paul Wallish, "SDI: The Grand Experiment," IEEE Spectrum, September 1985, p.37.
  43. Adam and Wallich, "SDI: The Grand Experiment," p.37.
  44. Adam and Wallich, "SDI: The Grand Experiment," p.37; "The Science and Technology of Directed Energy Weapons," Review of Modern Physics, 59, July 1987, p.S31.
  45. Bunn and Tsipis, "Ballistic Missile Guidance," p.29.
  46. "House Votes Ban on Low-Flying Missiles," Science, 240, 3 June 1988, p.1272.
  47. D.C.Wright and L.Gronlund, "Underflying Brilliant Pebbles," Nature, 350, 25 April 1991, p.663.
  48. Steven Flank, Defense and Arms Control Studies Program, MIT (частное сообщение).
  49. Medalis, "Fast-Trajectory Strategic Ballistic Missiles," p.31.
  50. Robert Sherman, Office of US Representative Les AuCoin (частное сообщение).
  51. "House Votes Ban on Low-Flying Missiles."
  52. Public Law 101-510-5 November 1990, "National Defense Authorization Act of FY 1991," section 232.
  53. Предложения США запретить испытательные полеты советских ракет SS-18 в рамках Договора СТАРТ до предотвращения модернизации и уменьшения эффективности существующих ракет поставили администрацию Буша в положение признания, что ограничения полетных испытаний проверяемы и эффективны при контроле военного потенциала. Смотрите статьи Matthew Bunn, "SS-18 Modernization: The Satan abd START," Arms Control Today, August 1990, p.13; Don Oberdorfer, "US Offers 'Flexibility' on Soviet ICBMs," Washington Post, 23 May 1990 p.A19.
  54. Обсуждение дополнительных условий, которые может содержать Договор о запрете НТ для БРМБ, и того, как можно проверять эти условия, дано в работе Medalia, "Fast Trajectory Strategic Ballistic Missiles," p.33.
  55. Мэтью Бунн обсуждает, как можно верифицировать такой запрет, в работе "The Next Nuclear Offensive," p.28.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ "ТРАЙДЕНТ-2" И ЕЕ БОЕГОЛОВОК

В этом приложении приводятся технические характеристики ракеты "Трайидент-2" и ее боеголовок, использованные в наших расчетах (см. табл. 1.1). Параметры, подкрепленные ссылками, основаны на опубликованных данных; остальные значения представляют собой результаты наших оценок, полученных при анализе большого количества публикаций, и оптимизированные для траекторий минимальной энергии (7 400 км для "Трайидента-2" при полезной нагрузке в 8 боеголовок Mk-5). Самосогласованный набор параметров боеголовок определен при помощи уравнений из книги Frank J. Regan, "Re-Entry Vehicle Dynamics", New York, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984, p. 230 (в определенных предположениях о форме боеголовок). В наших расчетах мы предполагали, что зажигание второй и третьей ступеней происходит сразу же после окончания действия предыдущей ступени.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ

Уравнения движения ракеты в плоскости задаются следующими формулами:<sup>1</sup>

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T}{m} \cos \eta - \frac{C_D \rho V^2 A}{2m} - g \sin \gamma \quad (2.1)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{d\Psi}{dt} + \frac{T}{Vm} \sin \eta - \frac{g}{V} \sin \gamma \quad (2.2)$$

$$\frac{d\Psi}{dt} = \frac{V \cos \gamma}{R_e + h} \quad (2.3)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (2.4)$$

$$\frac{dm}{dt} = \frac{T}{g_0 I_{sp}} \quad (2.5)$$

где V - скорость ракеты, T - тяга двигателя, m - суммарная масса ракеты и боеголовок на активном участке, или масса боеголовки

на баллистическом и конечном участках, ρ - плотность атмосферы, A - площадь поперечного сечения ракеты на активном участке или боеголовки на баллистическом или конечном участках, h - высота над поверхностью Земли,  $g = g_0 R_e^2 / (h + R_e)^2$  - ускорение свободного падения на высоте h, g<sub>0</sub> - ускорение свободного падения на поверхности Земли, R<sub>e</sub> - радиус Земли, Ψ - угол дальности (отношение дальности к R<sub>e</sub>), γ - угол между вектором скорости и местной горизонталью, η - угол между вектором тяги и осью ракеты (см. рис. 2.1).

Коэффициент торможения ракеты C<sub>d</sub> зависит от скорости; для оценки этой зависимости использовались измеренные значения для ракеты "Фау-2".<sup>2</sup> Используемая в расчетах функциональная зависимость показана на рис. 2.2. Коэффициент торможения боеголовки оценивался по формуле C<sub>d</sub> = mg<sub>0</sub> / (vA), где v - баллистический коэффициент боеголовки.

Изменение массы ракеты во время сгорания топлива определяется уравнением (2.5), в котором I<sub>sp</sub> равно удельному импульсу топлива в секундах. Ракета "Трайидент-II" состоит из трех ступеней, и при отбрасывании ступеней масса ракеты изменяется. Мы считали, что обтекатель ракеты сбрасывается после выгорания второй ступени.

Расчет траектории производился численно с заданием определенного закона изменения угла η со временем. Эта упрощенная зависимость для нескольких траекторий полета ракеты представлена на рис. 3 основного текста статьи.

Примечания и ссылки к Приложению 2

1. Frank J. Regan, "Re-Entry Vehicle Dynamics", New York, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984, p. 287.
2. George P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 3rd Edition, New York, John Wiley and Sons, 1965, p. 119.

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

ДЕТАЛИ РАСЧЕТА АТМОСФЕРНОГО НАГРЕВА

При движении в плотных слоях атмосферы нагрев боеголовки обусловлен двумя причинами. Во-первых, воздух вблизи носовой части боеголовки сжимается и нагревается до очень высоких температур, которые могут превышать 20 тысяч градусов при скорости входа в 6 км/сек.<sup>1</sup> Эта область называется "точкой остановки" и обычно в

Таблица 1.1  
Технические характеристики ракеты "Трайидент-II"  
и ее ядерных боеголовок

МОДЕЛЬ УСКОРИТЕЛЯ	
Масса ракеты <sup>а,б,в</sup>	56 200 кг
Диаметр ракеты <sup>а,б,в</sup>	2,1 м
<b>Первая ступень</b>	
Доля от массы ускорителя <sup>а</sup>	75 %
Удельный импульс <sup>г</sup>	276 сек
Тяга <sup>д</sup>	1 610 000 Н
Время работы <sup>б</sup>	65 сек
Доля топлива <sup>г</sup>	92 %
<b>Вторая ступень</b>	
Доля от массы ускорителя	20 %
Удельный импульс	296 сек
Тяга	456 000 Н
Время работы	65 сек
Доля топлива	91 %
<b>Третья ступень</b>	
Доля от массы ускорителя	5 %
Удельный импульс	296 сек
Тяга	177 000 Н
Время работы	40 сек
Доля топлива	87 %
МОДЕЛИ БОЕГОЛОВОК	
<b>Mk-5</b>	
Баллистический коэффициент	120 000 Н/м <sup>2</sup>
Масса боеголовки <sup>е,ж</sup>	180 кг
Масса блока разведения <sup>ж</sup>	1 100 кг
Длина	1,5 м
Радиус носовой части	0,04 м
Радиус днища	0,26 м
Половинный угол конуса	8,5 градуса
<b>Mk-4</b>	
Баллистический коэффициент	86 000 Н/м <sup>2</sup>
Масса боеголовки <sup>е,ж</sup>	90 кг
Масса блока разведения <sup>ж</sup>	1 100 кг
Длина	1,3 м
Радиус носовой части	0,045 м
Радиус днища	0,20 м
Половинный угол конуса	7 градусов
<sup>а</sup> Strategic Systems Program Office, "FBM Facts", Washington, DC, Navy Department, 1988. <sup>б</sup> Norman Friedman, "World Naval Weapons System", Annapolis, Maryland, US Naval Institute Press, 1989, p. 42. <sup>в</sup> Aviation Week and Space Technology, v. 132, 19 March 1990, p. 158. <sup>г</sup> Оценки удельного импульса и доли топлива сделаны на основе данных по ракетам MX и "Минитмен-III" (Стив Феттер, частное сообщение). <sup>д</sup> Оценка тяги производилась по формуле $T = g_0 I_{sp} m_p / t_D$ , где $g_0$ - ускорение свободного падения, $I_{sp}$ - удельный импульс, $m_p$ - масса топлива и $t_D$ - время работы ступени. <sup>е</sup> Оценка массы проведена экстраполяцией данных по боеголовке Mk-4. <sup>ж</sup> Оценки массы боеголовок и блоков разведения приведены в книге Kenneth Freeman, "Lifting the Veil: The Application of Analytic Techniques of Business Strategy to the UK Trident Program", London, Royal United Services Institute for Defense Studies, 1988, сноска 175.	

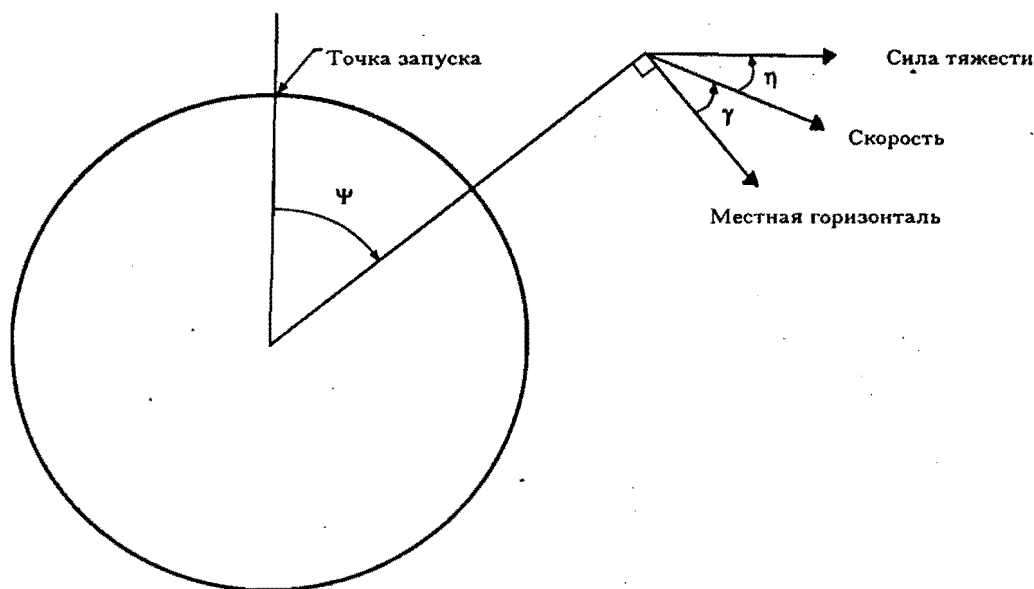


Рисунок 2.1

Угловые переменные, используемые в уравнениях (2.1) - (2.5).

ней наблюдаются максимальные значения скорости нагрева на единицу площади и тепловой нагрузки. Во-вторых, нагрев может быть связан с диссипацией трением из-за больших градиентов скорости воздуха вблизи поверхности боеголовки, что приводит к повышению температуры воздуха около всей поверхности боеголовки. Для боеголовки с "тупоконечной" формой нагрев в основном определяется первым механизмом, а для современных стратегических боеголовки с "остроконечной" формой вклад диссипативного трения в общий нагрев довольно значителен.

При типичных скоростях движения боеголовки в атмосфере перенос тепла к боеголовке в основном обусловлен конвекцией<sup>2</sup> (при более высоких скоростях будет возрастать роль радиационного переноса). Скорость нагрева будет равна коэффициенту теплопередачи, умноженному на разность температуры между горячим воздухом и холодной стенкой боеголовки (согласно закону теплопередачи Ньютона). Эта закономерность выражается обычным уравнением атмосферного нагрева:<sup>3</sup>

$$\frac{dq}{dt} = \frac{C_f \rho V^3}{4} \quad (3.1)$$

где  $q$  - тепло, поглощенное боеголовкой в расчете на единицу поверхности, и  $C_f$  - коэффициент поверхностного трения боеголовки.

При низкой плотности атмосферы, когда длина пробега молекул будет велика по сравнению с размерами боеголовки (что происходит на высоте более 130 километров), нагрев будет связан со столкновениями отдельных молекул с поверхностью боеголовки. Если молекулы после столкновения будут полностью останавливаться, то коэффициент  $C_f$  в уравнении (3.1) станет равным  $2A/S$ , где  $A$  - поперечное сечение боеголовки, а  $S$  - полная площадь ее поверхности. В этом случае к боеголовке будет переноситься ровно половина всей тепловой энергии, генерируемой при ее торможении. Хотя эта доля и велика по сравнению с той, которая переносится на более низких высотах, в абсолютном значении нагрев боеголовки будет невелик, поскольку плотность атмосферы на таких высотах очень мала.

На меньших высотах, где плотность атмосферы больше, зависимость скорости

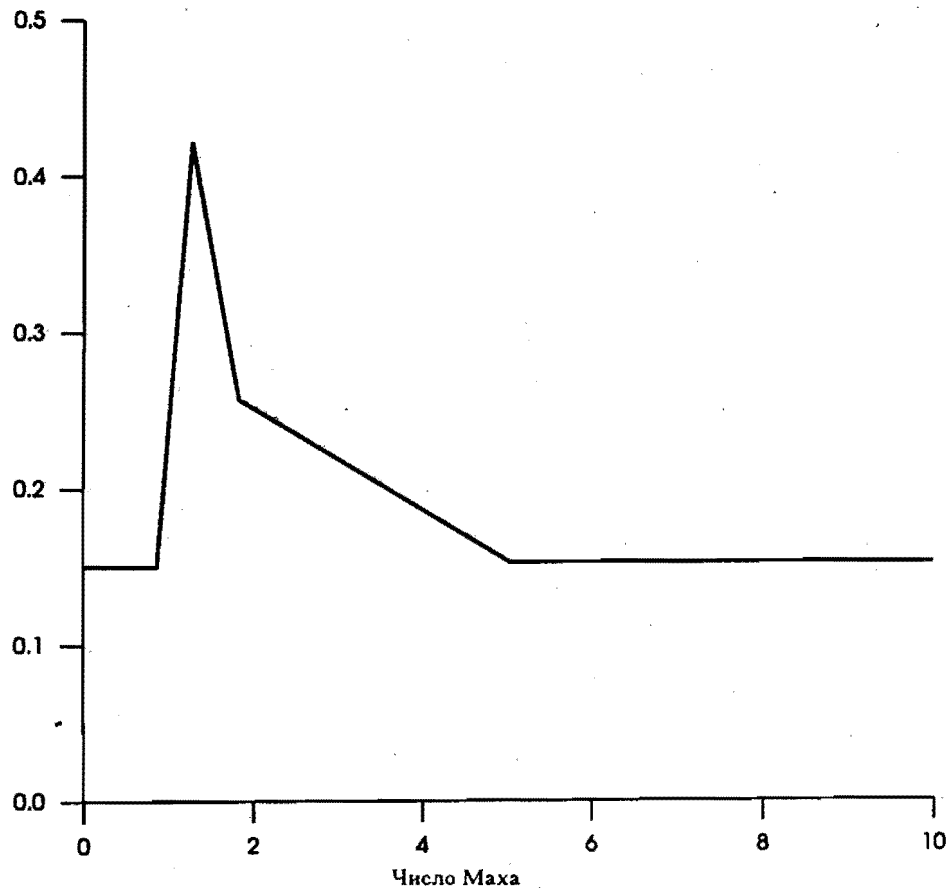


Рисунок 2.2

Зависимость коэффициента торможения  $C_d$  ракеты от числа Маха (отношения скорости ракеты к локальной скорости звука).

нагрева становится более сложной, поскольку сам коэффициент  $C_f$  в этом случае начинает зависеть от скорости и плотности.<sup>4</sup> Более того, зависимость нагрева будет зависеть от того, является ли пограничный поток у боеголовки ламинарным или турбулентным.

В свою очередь, ламинарность или турбулентность пограничного потока будет зависеть от многих факторов. Важным параметром является число Рейнольдса, равное  $N_R = \rho V L / \mu$ , где  $\rho$  и  $\mu$  — это плотность и коэффициент динамической вязкости невозмущенного воздуха вдали от боеголовки,  $V$  — скорость воздуха относительно боеголовки, и  $L$  — характерная длина боеголовки. Принято считать, что переход от ламинарного режима обтекания к турбулентному происходит при увеличении числа Рейнольдса до величины порядка  $5 \cdot 10^5$ . Однако, высокая скорость потока стабилизирует ламинарное течение, и при скоростях в 1 км/сек критическое значение числа Рей-

нольдса может быть в 10 раз больше, а при скоростях в 5 км/сек — в 100 раз больше. С другой стороны, турбулизация потока может облегчаться шероховатостями поверхности боеголовки или наличием в потоке мелких частиц, что может быть вызвано абляцией боеголовки при нагреве в результате торможения.<sup>5</sup>

Высота перехода от ламинарного режима обтекания к турбулентному зависит от конструкции боеголовки и от типа траектории. Для рассматриваемых в нашей работе скоростей входа в атмосферу и конфигураций боеголовок можно считать, что этот переход должен происходить на высоте в 20 - 30 километров.<sup>6</sup> Мы будем предполагать также, что переход от чисто ламинарного к чисто турбулентному режиму будет происходить скачкообразно при достижении определенной высоты. Поскольку эффекты, связанные с изменением режима пограничного слоя, оказывают заметное влияние на разброс боеголовок по координатам, при-

нимаются специальные усилия по обеспечению быстроты и симметрии этого процесса.

Мы будем использовать следующие эмпирические уравнения для скорости нагрева для высокоскоростного потока воздуха около плоской поверхности в зависимости от расстояния от ее края (в этих уравнениях величины  $x$ ,  $\rho$  и  $V$  выражены в единицах системы СИ, а поверхностный нагрев выражается в Дж/м<sup>2</sup>):<sup>7</sup>

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_L = 2,53 \cdot 10^{-5} \frac{(\cos\phi)^{0,5} \sin\phi}{x^{0,5}} \cdot \left(1 - \frac{h_w}{h_0}\right) \rho^{0,5} V^{3,2} \quad (3.2)$$

(ламинарный поток)

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{T_4} = 3,89 \cdot 10^{-4} \frac{(\cos\phi)^{1,78} (\sin\phi)^{1,6}}{x^{0,2}}$$

$$\cdot \left(1 - 1,11 \frac{h_w}{h_0}\right) \left(\frac{556}{T_w}\right)^{0,25} \rho^{0,8} V^{3,37} \quad (3.3)$$

(турбулентный поток со скоростью менее 4 км/сек)

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{T_4} = 2,2 \cdot 10^{-5} \frac{(\cos\phi)^{2,08} (\sin\phi)^{1,6}}{x^{0,2}}$$

$$\cdot \left(1 - 1,11 \frac{h_w}{h_0}\right) \rho^{0,8} V^{3,7} \quad (3.4)$$

(турбулентный поток со скоростью более 4 км/сек).

В этих выражениях  $\phi$  - это угол между поверхностью пластины и направлением потока вдали от нее (в нашем случае - это половинный угол раскрыва конуса боеголовки),  $h_0$  - энтальпия единицы массы воздуха в области остановки,  $h_w$  - энтальпия единицы массы воздуха вблизи стенки боеголовки ниже области остановки по направлению потока,<sup>8</sup>  $T_w$  - температура поверхности в градусах Кельвина,  $x$  - расстояние в метрах от края пластины (в нашем случае, от носа боеголовки),  $\rho$  - плотность воздуха в кг/м<sup>3</sup> и  $V$  - скорость воздуха относительно боеголовки.

Еще одно важное выражение определяет скорость нагрева на единицу поверхности в области остановки вблизи носовой части, где достигаются максимальные тем-

пературы и скорости теплопередачи:

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{SP} = \frac{1,83 \cdot 10^{-4}}{\sqrt{R}} \left(1 - \frac{h_w}{h_0}\right) \rho^{0,5} V^3 \quad (3.5)$$

где  $R$  - радиус носовой части в метрах. Отметим, что при уменьшении радиуса носовой части возрастает интенсивность нагрева в области остановки.

В наших расчетах мы будем использовать оценочные значения параметров для боеголовки Mk-5:  $\phi = 8,5$  градуса,  $R = 0,04$  метра и длина боеголовки  $L = 1,5$  метра. В гиперзвуковом потоке отношение  $h_w/h_0$ , как правило, намного меньше единицы, и им можно пренебречь.<sup>9</sup> Кроме того, мы будем предполагать, что  $T_w$  равна температуре абляции, или 2 500 К.<sup>10</sup> Для расчета интегральной по площади скорости нагрева  $dQ/dt$  мы будем интегрировать выражения для ламинарной и турбулентной поверхностных скоростей нагрева (уравнения 3.2 - 3.4) по боковой поверхности боеголовки и умножим поверхностную скорость нагрева в области остановки (уравнение 3.5) на площадь поверхности полусферы радиуса  $R$ . В результате получают следующие выражения для интегральной скорости нагрева (в Дж/сек):

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_L = 4,4 \cdot 10^{-6} \rho^{0,5} V^{3,2} \quad (3.6)$$

(ламинарный поток)

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{T_4} = 1,3 \cdot 10^{-5} \rho^{0,8} V^{3,37} \quad (3.7)$$

(турбулентный поток со скоростью менее 4 км/сек)

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{T_4} = 1,1 \cdot 10^{-6} \rho^{0,8} V^{3,7} \quad (3.8)$$

(турбулентный поток со скоростью более 4 км/сек)

$$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{SP} = 8,8 \cdot 10^{-6} \rho^{0,5} V^3 \quad (3.9)$$

(нагрев носовой части).

Полное количество тепла, переданное боеголовке, может быть найдено при интегрировании полученных выражений по всей траектории полета и суммированием результатов для боковой поверхности и для носовой части. Несмотря на то, что в области остановки поверхностная скорость нагрева максимальна, из-за очень малой площади носовой части, в 100 раз меньшей боковой поверхности (0,01 и 1,2 м<sup>2</sup>), вклад области остановки в общий нагрев боеголовки незначителен. В нагреве боковой поверхности на траектории полета домини-

рует вклад области с турбулентным режимом потока. Для траекторий минимальной энергии вклад области с ламинарным режимом потока составляет от 2 до 6 процентов общего нагрева. Для настильных траекторий вклад ламинарной области больше: при переходе к турбулентному режиму на высоте в 30 километров он составляет от 5 до 10 процентов, а при переходе на высоте в 20 километров он может достигать 20 процентов или даже больше.

Полное количество тепла, поглощенное боеголовкой, увеличивается с ростом баллистического коэффициента  $\beta$ , и поэтому увеличение точности при больших значениях этого коэффициента сопровождается увеличением тепловых нагрузок на боеголовку. При увеличении величины  $\beta$  в максимальное торможение и максимальная теплопередача достигаются на меньших высотах, где повышенная плотность атмосферы делает теплопередачу более эффективной. Кроме того, поток, обтекающий заостренные боеголовки, очень быстрый, и диссипация от трения в нем сильнее, что приводит к очень высоким температурам воздуха в непосредственной близости от боеголовки. У приглушенных боеголовок нагрев воздуха в основном обусловлен его сжатием и области повышенной температуры расположены на больших расстояниях от поверхности боеголовки.<sup>11</sup>

Зависимость полного количества тепла, переданного боеголовке за время полета, от баллистического коэффициента  $\beta$  и угла входа в атмосферу  $\gamma_E$  определяется следующими выражениями:<sup>12</sup>

$$Q_L = \beta^{0,5} \frac{V_E^2}{(\sin \gamma_E)^{0,5}} \quad (3.10a)$$

(область ламинарного потока)

$$Q_T = \beta^{0,8} \frac{V_E^{2,48}}{(\sin \gamma_E)^{0,2}} \quad (3.10b)$$

(область турбулентного потока).

В этих выражениях  $Q_L$  - это полное количество тепла, поглощенное боеголовкой в области ламинарного потока,  $Q_T$  - та же величина в области турбулентного потока, а  $V_E$  - скорость входа в атмосферу. Сравнивая уравнение (3.10) с результатами расчетов для траектории минимальной энергии и для настильной траектории, мы можем видеть, что зависимость от угла входа в атмосферу согласуется с зависимостью для режима турбулентного потока, а зависимость от баллистического коэффициента является промежуточной между режимами ламинар-

ного и турбулентного потоков.

**Оценка толщины теплозащитного покрытия боеголовки.** Рассмотрим полупространство, заполненное веществом с температурой  $T_i$  и ограниченное плоскостью  $x = 0$ . Если в момент времени  $t = 0$  температура граничной поверхности мгновенно переходит к значению  $T_a$ , то распределение температуры внутри полупространства будет определяться выражением:<sup>13</sup>

$$\frac{T(x, t) - T_a}{T_i - T_a} = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{\frac{x}{2\sqrt{\alpha t}}} e^{-\eta^2} d\eta = \\ = \operatorname{erf}\left(\frac{x}{2\sqrt{\alpha t}}\right) \quad (3.11)$$

в котором  $\operatorname{erf}$  - это функция ошибок,  $x$  - расстояние до граничной поверхности,  $t$  - время с момента изменения температуры граничной поверхности,  $\alpha = k/(c_p \rho)$ ,  $k$  - коэффициент теплопроводности,  $c_p$  - удельная теплоемкость и  $\rho$  - плотность вещества. Из уравнения (3.11) следует, что расстояние от границы, на котором будет наблюдаться определенная температура, пропорционально квадратному корню из времени, и, следовательно, толщина тепловой защиты, которая необходима для поддержания основной конструкции боеголовки при заданной температуре, также будет пропорциональна  $t^{1/2}$ .

Уравнение (3.11) можно использовать для оценки толщины тепловой защиты боеголовок с дальностью полета по траектории с минимальной энергией в 7 - 11 тысяч километров. Носовые части боеголовок, у которых плотность потока теплопередачи максимальна, обычно изготавливают из углеродных композиционных материалов, обладающих высокой прочностью и большой теплотой сублимации. Применение таких материалов в абляционных покрытиях боковой поверхности боеголовок нецелесообразно, потому что высокая температура их абляции (около 3900 К) приведет к увеличению количества тепла, передаваемого внутрь боеголовки. Мы предположим, что абляционное покрытие боковой поверхности изготовлено из материала типа фенольных стеклопластиков с пониженной температурой абляции. Кроме того, мы будем считать, что между абляционным покрытием и внутренней конструкцией боеголовки расположен слой теплоизолирующего материала.

Используя значения характеристик<sup>14</sup> фенольного стеклопластика ( $\rho = 1650 \text{ кг/м}^3$ ,  $k = 1 \text{ Вт/мК}$ ,  $c_p = 2000 \text{ Дж/кгК}$ ) и тепло-



изолирующего материала ( $\rho = 560 \text{ кг/м}^3$ ,  $k = 0,2 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$ ,  $c_p = 1100 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$ ), можно получить, что значение коэффициента тепловой диффузии  $\alpha$  в обоих случаях приблизительно равно  $3 \cdot 10^{-7} \text{ м}^2/\text{сек}$ . Предполагая, что температура абляции будет равна 2500 К и начальная температура боеголовки - 300 К, мы получим из уравнения (3.11), что для ограничения температуры внутренней конструкции величиной в  $400 \text{ К}^{15}$  за период времени нагрева в 20 - 30 секунд при дальности полета по траектории с минимальной энергией в 7 - 11 тысяч километров потребуется общая толщина теплозащитного покрытия в 7 - 9 миллиметров.<sup>16</sup> Для настильных траекторий длительность нагрева и требуемая толщина теплозащитного покрытия увеличатся. Для рассматриваемых настильных траекторий (см. табл. 2 в основном тексте) может потребоваться толщина теплозащитного покрытия от 15 до 40 миллиметров.

#### Примечания и ссылки к Приложению 3

1. Это значение температуры было рассчитано при помощи уравнений из книги Frank J. Regan, "Re-Entry Vehicle Dynamics", New York, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984, p. 135.
2. Реальным механизмом теплопередачи на поверхности боеголовки является теплопроводность между воздухом и веществом боеголовки, что оправдывает применение закона Ньютона. Нагрев считается конвективным, поскольку обеспечивающий теплопередачу градиент температуры определяется воздушным течением обтекания боеголовки. См., например, J.P. Holman, "Heat Transfer", 3rd edition, New York, McGraw-Hill, 1972, p. 10.
3. См., например, В.Р. Blasingame, "Astronautics", New York, McGraw-Hill, 1964, p. 208, и ссылку 1, стр. 136. Коэффициент теплопередачи заменен на коэффициент поверхностного трения согласно так называемой "аналогии Рейнольдса" между передачей тепла и передачей импульса (т.е. трением).
4. John D. Anderson, "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", New York, McGraw-Hill, 1989, pp. 286 - 287; Charles E. Jobe, "Prediction and Verification of Aerodynamic Drag, Part I: Prediction", in Eugene E. Covert, ed., "Thrust and Drag", New York, American Institute for Astronautics and Aeronautics, 1985, p. 121.
5. Факторы, влияющие на переход от одного режима к другому, обсуждаются в книге John D. Anderson из ссылки 4, стр. 273 - 280.
6. В работе Palmer, Pettus, Larmour (ссылка основного текста, стр. 11) отмечается, что область перехода находится на высоте от 15 до 30 километров. В работе Burns (ссылка основного текста, стр. 3 - 58) указывается, что переход начинается на высоте от 21 до 30 километров и происходит довольно быстро. В работе King (ссылка основного текста, стр. 240) отмечается, что переход начинается на высоте 28 километров и заканчивается на высоте 20 километров. В работе Liepman (ссылка основного текста, стр. VII) указано, что при использовании современных материалов и конструкций носовой части боеголовки неоднократно достигалась высота перехода в 14 километров.
7. См. книгу John D. Anderson из ссылки 4, стр. 291. Аналогичные уравнения приведены в работе J.R. Sellars, "Reentry and Recovery", in Howard S. Seifert and Kenneth Brown, "Ballistic Missile and Space Vehicle Systems", New York, John Wiley and Sons, 1961, p. 452.
8. Термодинамическая величина энтальпии, или тепловой функции, определяется как  $E + PV$ , где  $E$  - внутренняя энергия,  $P$  - давление и  $V$  - объем. В термически изолированной системе из закона сохранения энергии следует, что разность энтальпии в двух точках потока будет равна разности кинетической энергии двух локальных элементов жидкости, или, в нашем случае, газа; см. ссылку 3, стр. 206. Поскольку в точке остановки относительная скорость газа и боеголовки равна нулю, то разность энтальпий  $h_0 - h_w = u_w^2/2$ , где  $u_w$  - скорость обтекания боеголовки (отметим, что энтальпия рассчитывается на единицу массы).
9. См. книгу John D. Anderson из ссылки 4, стр. 289.
10. Эта температура характерна для абляционных материалов типа фенольного стеклопластика. См. работу Steven C. Gonzales, "Aerodynamic Heating on a Blunt-Cone Reentry Vehicle", Albuquerque, New Mexico, Sandia Report, 1980, NTIS, SAND80-2794C, p. 24.
11. Robert C. Duncan, "Dynamics of Atmospheric Entry", New York, McGraw-Hill, 1962, p. 118; "Space Handbook", eds., C.D. Cochran, D.M. Gorman, J.D. Dumoulin, Maxwell Air Force Base, Alabama, Air University Press, 1985, pp. 8 - 9; книга John D. Anderson в ссылке 4,

- стр. 16.
12. См. работу J.R. Sellars в ссылке 7, стр. 453.
  13. См. ссылку 2, стр. 88.
  14. См. ссылку 10, стр. 17 - 19, и книгу Lewis H. Abraham, "Structural Design of Missiles and Spacecrafts", New York, McGraw-Hill, 1962, pp. 253, 327 - 328.
  15. Температура плавления алюминия составляет около 930 К, так что приведенная оценка является консервативной. Если допустить нагрев конструкции боеголовки до температуры в 700 К, то потребуется теплозащитное покрытие толщиной в 4 - 6 миллиметров.
  16. Следует отметить, что в моделях теплопередачи в ссылке 10 принималось, что толщина абляционного покрытия из фенольного стеклопластика равнялась 7 миллиметрам, толщина слоя теплоизоляции - 5 миллиметрам, а толщина алюминиевого кожуха боеголовки - 2,5 миллиметрам (см. стр. 12). Это может показывать на то, что, как и следовало ожидать, толщина слоя теплоизоляции на реальных боеголовках больше, чем это требуется из расчетов.

#### ПРИЛОЖЕНИЕ 4

#### ОШИБКИ НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

Ниже рассматриваются наши расчеты дисперсии конечных точек траекторий в зависимости от вариаций шести компонент координат и скоростей боеголовки в момент отделения от блока разведения (иначе говоря, в начале баллистического участка траектории; мы предполагаем, что ось боеголовки совпадает с направлением ее скорости).

Дисперсии конечных точек траектории обычно выражаются через коэффициенты ошибок, которые определяют чувствительность дальности или поперечного отклонения от вариаций параметров в начале баллистического участка. Коэффициенты ошибок для траекторий свободного полета в вакууме были рассчитаны а работе Уилона;<sup>1</sup> несмотря на то, что в этих вычислениях не учитывалось влияние атмосферы, результаты наших численных расчетов показывают, что учет влияния атмосферы мало влияет на значения коэффициентов ошибок.

При расчетах в плоскости траектории более удобно использовать коэффициенты ошибок для вертикальной и горизонтальной составляющих конечной скорости  $V_V$  и  $V_H$ , а не для величины и направления скорости  $V_b$  и  $\gamma_b$ , как это было сделано Уилоном. Матрица преобразования между этими набо-

рами переменных представляется уравнениями:

$$\frac{\partial R}{\partial V_V} = \frac{\cos \gamma_b}{V_b} \frac{\partial R}{\partial \gamma_b} + \sin \gamma_b \frac{\partial R}{\partial V_b} \quad (4.1)$$

$$\frac{\partial R}{\partial V_H} = -\frac{\sin \gamma_b}{V_b} \frac{\partial R}{\partial \gamma_b} + \cos \gamma_b \frac{\partial R}{\partial V_b} \quad (4.2)$$

где  $R$  - это дальность,  $\gamma_b = \arctg(V_V/V_H)$  и  $V_b = (V_V^2 + V_H^2)^{1/2}$ . При малых значениях углов  $\gamma_b$  коэффициенты ошибок сильно зависят от высоты окончания активного участка  $h_b$ , и поэтому при расчете коэффициентов ошибок для настильных траекторий величину  $h_b$  нельзя полагать равной нулю.

Коэффициенты ошибок по компонентам скорости входа на баллистический участок траектории определяются выражениями:

$$\frac{\partial R}{\partial V_V} = \left( \frac{\lambda \sin \Psi \cos \gamma_b}{\sin \Psi - \lambda \cos \gamma_b \sin(\gamma_b + \Psi)} \right) \frac{R_e}{V_b}$$

(4.3)

$$\frac{\partial R}{\partial V_H} = \left( \frac{2(1 - \cos \Psi) / \cos \gamma_b - \lambda \sin \Psi \sin \gamma_b}{\sin \Psi - \lambda \cos \gamma_b \sin(\gamma_b + \Psi)} \right) \frac{R_e}{V_b}$$

(4.4)

$$\frac{\partial CR}{\partial V_t} = \frac{\sin \Psi}{\cos \gamma_b} \frac{R_e}{V_b} \quad (4.5)$$

где

$$\lambda = \frac{1 - \cos \Psi}{(1 + h_b/R_e) \cos^2 \gamma_b - \cos \gamma_b \cos(\gamma_b + \Psi)}$$

(4.6)

В этих выражениях  $CR$  - поперечное отклонение,  $V_t$  - компонента скорости, перпендикулярная опорной плоскости,  $R_e$  - радиус Земли и  $\Psi = R/R_e$  - угол дальности. Для траекторий минимальной энергии, где угол  $\gamma_b$  не мал, высоту  $h_b$  можно положить равной нулю, и уравнения (4.3) и (4.4) могут быть упрощены:

$$\left(\frac{\partial R}{\partial V_v}\right)_{h_b=0} = \frac{\sin \Psi}{\sin \gamma_b} \frac{R_0}{V_b} \quad (4.7)$$

$$\left(\frac{\partial R}{\partial V_H}\right)_{h_b=0} = \left(\frac{2(1-\cos \Psi)}{\sin \gamma_b} + \frac{\sin \Psi}{\cos \gamma_b}\right) \frac{R_0}{V_b} \quad (4.8)$$

Коэффициенты ошибок относительно координат точки окончания активного участка приблизительно равны единице. Для межконтинентальных баллистических ракет и для ракет на подводных лодках типа "Трайдент-II" эти ошибки невелики и мы будем пренебрегать их вкладом в общую ошибку.

Для расчета ошибок конечных точек траекторий при помощи полученных уравнений мы должны оценить неопределенности составляющих скорости входа на баллистический участок и умножить их на коэффициенты ошибки. Для оценки неопределенности составляющих скорости мы проведем обратный расчет, предположив, что ошибки вертикальной и горизонтальной составляющих скорости равны, и что они соответствуют известной ошибке для траектории с минимальной энергией при дальности в 7400 километров (110 метров, см. табл. 3 основного текста). Мы предполагаем также, что ошибки складываются квадратично. Такое вычисление показывает, что:

$$\delta V_v = \delta V_H = 0,03 \text{ м/сек} \quad (4.9)$$

Полученные величины использовались вместе с коэффициентами ошибок из уравнений (4.3) и (4.4) для расчета составляющих ошибки конечной точки траектории у настильных траекторий (опять же для квадратичного складывания ошибок от вертикальной и горизонтальной составляющих).

Аналогичным образом рассчитывались и ошибки для поперечного отклонения. Как и ожидалось, ошибка поперечной скорости оказалась сравнимой с ошибками скорости в плоскости расчетной траектории.

Мы отметим также, что приведенные в уравнении (4.9) значения ошибок скоростей соответствуют ошибке в угле  $\gamma_b$  порядка одной секунды дуги (5 микрорадиан). Тот же вывод следует из определения неточности в угловом отклонении от расчетной плоскости по значению дисперсии поперечного отклонения из табл. 3 основного текста.<sup>2</sup>

Примечания и ссылки к Приложению 4

1. A.D. Wheelon, Journal of the American Rocket Society, December 1959, p. 915. Автор этой статьи отсчитывал угол  $\gamma$

от вертикали, а не от горизонтали, как это делаем мы. Отметим также, что в уравнении без номера, находящемся между уравнениями (24) и (25), в последнем слагаемом числителя пропущен коэффициент 2.

2. Эта величина согласуется с ошибками системы управления по углу, приведенными в работе S.F. Rounds, G. Marmar, "Stellar Inertial Guidance Capabilities for Advanced ICBM", AIAA Guidance and Control Conference, 1983, p. 849.

## ПРИЛОЖЕНИЕ 5

### РАСЧЕТ ДИСПЕРСИИ ТРАЕКТОРИЙ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ

В этом приложении мы детально обсудим наши расчеты составляющих дисперсии конечных точек траекторий, обусловленных ветром, вариациями плотности атмосферы и баллистического коэффициента и вариациями подъемной силы. Результаты этих расчетов приведены в табл. 4 основного текста.

**Дисперсия из-за влияния вариаций плотности атмосферы.** На 45-м градусе северной широты над территорией США среднеквадратичное отклонение сезонных вариаций плотности атмосферы от среднегодового значения составляют от 2 до 5 процентов на высотах ниже 30 километров до примерно 10 процентов на больших высотах.<sup>1</sup> Мы рассчитали дисперсию конечных точек траекторий, связанную с вариациями плотности атмосферы относительно заданного среднего высотного профиля. Несмотря на то, что реальные вариации плотности атмосферы на конечном участке могут меняться с высотой, их результирующее влияние можно аппроксимировать "баллистической вариацией плотности", которая определяется как постоянное пропорциональное среднему профилю изменение плотности атмосферы, которое приводит к такому же значению дисперсии, как и реальная вариация плотности. Поскольку наибольшее влияние на дисперсию оказывают сравнительно малые высоты, от 5 до 20 километров, результаты, приведенные в табл. 4 основного текста, соответствуют баллистической вариации плотности в 2,5 процента над территориями США и СНГ.<sup>2</sup> Мы рассчитывали дисперсию, изменяя плотность атмосферы в нашей компьютерной модели на 2,5 процента от профиля стандартной атмосферы и определяя изменение дальности. Поскольку сила торможения, действующая на боеголовку, пропорциональна плотности, дис-

персия зависит от величины баллистической вариации плотности линейно. Вариации плотности не приводят к дисперсии поперечного отклонения.

Стандартное отклонение скорости ветра от среднего значения сравнимо с самим средним значением и максимально в области постоянных ветров на высотах от 7 до 15 километров. Значения стандартных отклонений над территорией США и СНГ примерно равны 10 - 20 метрам в секунду летом, а зимой они увеличиваются на 30 - 50 процентов.<sup>3</sup> Для расчета дисперсии, вызванной реальной вариацией скорости ветра, мы использовали так называемый "баллистический ветер", скорость которого постоянна по высоте, и который приводит к такой же дисперсии, как и реальный профиль скорости ветра. Результаты, приведенные в табл. 4 основного текста, соответствуют "баллистическому ветру" в 10 м/сек, которое характерно для интервала широт от 40 с.ш. до 50 с.ш.<sup>4</sup> Мы предполагаем также, что в любой точке траектории скорость ветра направлена по горизонтали. Как мы увидим из приведенных ниже урав-

нений, величина дисперсии пропорциональна скорости "баллистического ветра".

Для оценки дисперсии дальности и поперечного смещения из-за влияния ветра мы будем использовать модифицированные уравнения из Приложения 2. Сила аэродинамического торможения боеголовки направлена против вектора ее скорости в системе координат, связанной с невозмущенным воздухом, и при наличии ветра она становится непараллельной скорости боеголовки в системе отсчета, связанной с Землей (см. рис. 5.1). Поэтому влияние ветра приведет к появлению составляющих дополнительной силы, направленных как параллельно, так и перпендикулярно скорости боеголовки в системе координат, связанной с Землей. При расчете дисперсии дальности мы предполагаем, что скорость ветра  $W$  лежит в плоскости траектории боеголовки, и ее положительное направление совпадает с горизонтальной составляющей скорости боеголовки. Угол между скоростями ветра и боеголовки обозначается через  $\gamma$  (см. рис. 5.1). Сила торможения боеголовки в системе отсчета, связанной с невозмущенным воздухом,

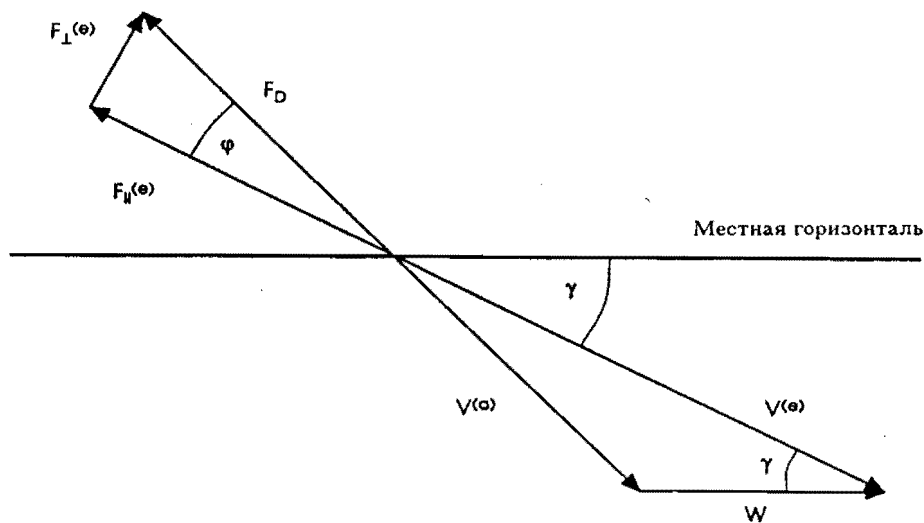


Рисунок 5.1

На этом рисунке поясняется возникновение подъемной силы, действующей на боеголовку при наличии ветра. Здесь  $V^{(e)}$  - это скорость боеголовки в системе координат, связанной с Землей, а  $V^{(a)}$  - скорость боеголовки в системе координат, связанной с неподвижным воздухом. Сила торможения  $F_D$  направлена против скорости боеголовки в системе координат, связанной с воздухом. В системе координат, связанной с Землей, сила сопротивления может быть разделена на две составляющих (параллельную и перпендикулярную скорости боеголовки):  $F_t = F_D \sin \phi$  и  $F_p = F_D \cos \phi$ , которые будут соответствовать подъемной силе и силе торможения. В приближении первого порядка по скорости ветра  $W$  можно считать, что  $\sin \phi = W \sin \gamma / V^{(a)}$  и  $\cos \phi = 1$ . Подставляя эти выражения в формулу (5.1), можно получить выражения (5.2) и (5.3).

равна:

$$F_D = \frac{C_d A \rho (V^*)^2}{2} \approx \frac{C_d A \rho}{2} [(V^*)^2 - 2V^* W \cos \gamma] \quad (5.1)$$

Используя рис. 5.1, можно показать, что в первом порядке по скорости ветра  $W$  влияние ветра можно описать, добавляя в уравнение 2.1 слагаемое:

$$\left(\frac{dV}{dt}\right)_{wind} = \frac{C_d \rho A}{m} V W \cos \gamma \quad (5.2)$$

а в уравнение 2.2 - слагаемое:

$$\frac{d\gamma}{dt} = -\frac{C_d \rho A}{2m} W \sin \gamma \quad (5.3)$$

Для расчета дисперсии поперечного смещения мы предположим, что скорость ветра  $W$  перпендикулярна плоскости траектории. Мы обозначаем через  $\theta$  угловое отклонение скорости ветра от плоскости невозмущенной траектории. Уравнение для расчета  $\theta$  имеет следующий вид: -

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{C_d \rho A}{2m} W \quad (5.4)$$

а компонента скорости боеголовки, перпендикулярная к плоскости невозмущенной траектории, равна

$$V_t = v \sin \theta \quad (5.5)$$

Поперечное смещение определялось интегрированием перпендикулярной компоненты скорости  $V_t$  вдоль траектории.

Дисперсия из-за вариаций баллистического коэффициента. Мы рассчитывали дисперсию из-за вариаций баллистического коэффициента  $\beta$ , предполагая, что среднеквадратичное отклонение этой величины от среднего значения составляет 3 процента,<sup>5</sup> и сравнивая результат расчета дальности с невозмущенным значением. Дисперсия дальности пропорциональна среднеквадратичному отклонению величины  $\beta$ . Эти вариации не приводят к дисперсии поперечного смещения. Асимметричная абляция, которая может привести к поперечному смещению, отнесена нами к эффектам подъемной силы.

Дисперсия из-за эффектов подъемной силы. Поскольку в нашей компьютерной мо-

дели влияние подъемной силы не учитывается, мы рассмотрим здесь зависимость этой составляющей дисперсии от угла входа в атмосферу и оценим вклад этой составляющей для настильных траекторий, экстраполируя соответствующим образом известную дисперсию для траекторий с минимальной энергией. Этот метод может привести к недооценке этой составляющей, поскольку на настильных траекториях могут проявиться новые эффекты, влияние которых не столь существенно на траекториях с минимальной энергией.<sup>6</sup>

Мы предположим, что для траектории с минимальной энергией с дальностью в 7400 километров дисперсия, связанная с конечным участком траектории, составляет 70 метров по дальности и 50 метров по поперечному смещению (см. табл. 3 основного текста). Используя приведенные в табл. 4 результаты расчетов для дисперсии дальности от вариаций плотности атмосферы, влияния ветра и вариаций баллистического коэффициента, соответственно равные 6, 24 и 7 метрам, мы получаем, что вклад в дисперсию по дальности от эффектов подъемной силы должен быть равен 65 метрам (для траектории минимальной энергии с дальностью 7400 километров и независимых ошибок, складывающихся квадратично). Аналогично можно получить, что дисперсия поперечного смещения от эффектов подъемной силы для той же траектории равна 44 метрам.

Зависимость дисперсии от эффектов подъемной силы от угла входа в атмосферу определяется принятой моделью отклонения траектории при воздействии подъемной силы в зависимости от метода усреднения по вращению боеголовки:

- 1.) модель однократного мгновенного воздействия;
- 2.) модель последовательности мгновенных воздействий;
- 3.) модель непрерывного отклонения в заданной области высот.

В каждом случае для получения приближенных оценок мы будем предполагать, что на конечном участке траектории скорость боеголовки и угол входа примерно постоянны.

1. Сначала мы предположим, что суммарное воздействие подъемной силы приведет к небольшому мгновенному изменению  $\Delta \gamma$  угла  $\gamma$  между траекторией и местной горизонталью, когда боеголовка находится на высоте  $h$ . Эта модель применима в тех случаях, когда подъемная сила будет действовать в течение короткого времени. При движении по прямой линии невозмущенная боеголовка пройдет расстояние:

$$R = h \cdot ctg|\gamma| \quad (5.6)$$

а возмущенная боеголовка - расстояние:

$$R + \Delta R = h \cdot ctg(|\gamma| - \Delta\gamma) \quad (5.7)$$

Исключая продольное смещение  $R$  из этого уравнения, мы можем получить выражение для изменения дальности  $\Delta R$  в первом порядке по изменению угла  $|\gamma|$ :

$$\Delta R = \frac{h\Delta\gamma}{\sin^2\gamma} \quad (5.8)$$

Аналогично, подъемная сила, действующая перпендикулярно плоскости невозмущенной траектории, и приводящая к небольшому мгновенному поперечному угловому отклонению от плоскости  $\Delta\theta$ , вызывающему поперечное смещение:

$$\Delta CR = \frac{h\theta}{\sin\gamma} \quad (5.9)$$

2. Если на конечном участке происходит несколько таких скачкообразных изменений, то полная дисперсия будет определяться суммой векторов смещений от каждого из таких изменений, и процесс в целом можно рассматривать как случайное блуждание. Для такого процесса полное смещение в результате  $N$  отдельных шагов будет пропорционально  $N^{1/2}$ , умноженному на смещение на каждом отдельном шаге, которое будет определяться уравнениями (5.8) и (5.9). Если число скачков изменения пропорционально длине пути на конечном участке, равном  $h_0/\sin(\gamma)$ , где  $h_0$  - высота начала активного участка, то зависимость дисперсии дальности и поперечного смещения от угла входа в атмосферу  $\gamma$  будет соответственно пропорциональна  $(1/\sin(\gamma))^{2.5}$  и  $(1/\sin(\gamma))^{1.5}$ .

3. С другой стороны, мы можем предположить, что подъемная сила действует в постоянном направлении в интервале высот движения боеголовки  $\Delta h$ . Поскольку боеголовка вращается, было бы физически неоправданно считать, что подъемная сила будет оставаться постоянной на протяжении длительного промежутка времени. Тем не менее, такую модель можно использовать, вводя в нее понятие так называемой "баллистической подъемной силы", аналогичной обсуждавшимся ранее "баллистическому ветру" и "баллистической вариации плотности". "Баллистическая подъемная сила" может быть определена как постоянно действующая на конечном участке подъемная

сила, действие которой приведет к такой же дисперсии, как реальная подъемная сила, действующая на конечном участке траектории. В этом случае мы для простоты предположим, что угловое смещение  $\Delta\gamma$  пропорционально  $\Delta t$ :

$$\Delta\gamma \propto \Delta t \quad (5.10)$$

где  $\Delta t$  связано с интервалом высоты соотношением:

$$\Delta h = \Delta t V \sin\gamma \quad (5.11)$$

в котором  $V$  - скорость боеголовки. Подставляя уравнения (5.10) и (5.11) в уравнение (5.8), мы можем получить выражение для дисперсии по дальности:

$$\Delta R = \frac{C_1}{\sin^3\gamma} \quad (5.12)$$

в котором  $C_1$  - это постоянный коэффициент. Аналогичное выражение для дисперсии по поперечному смещению с постоянной  $C_2$  имеет вид:

$$\Delta CR = \frac{C_2}{\sin^2\gamma} \quad (5.13)$$

Таким образом, мы оценили, что зависимость дисперсии от эффектов подъемной силы от угла входа в атмосферу  $\gamma$  должна быть расположена между зависимостями уравнений (5.8) и (5.9), с одной стороны, и уравнений (5.12) и (5.13), с другой. Оба соответствующих значения приводятся в табл. 4 основного текста.<sup>7</sup> Если любой из эффектов подъемной силы приведет к зависимости дисперсии по дальности и по поперечному смещению, изменяющимся в зависимости от угла входа в атмосферу как  $(1/\sin(\gamma))^3$  и  $(1/\sin(\gamma))^2$  соответственно, то вклад этого эффекта в общую дисперсию от эффектов подъемной силы будет доминировать, и поэтому максимальное из приведенных в табл. 4 основного текста значений будет более близким к действительности.

Чувствительность результатов расчетов к сделанным предположениям. В этом разделе мы определим зависимость наших оценок дисперсии настильных траекторий от принимаемых значений баллистического ветра, вариации баллистического коэффициента  $\nu$ , баллистической вариации плотности, дисперсии траекторий с минимальной энергии ракеты "Трайидент-II", и углов входа на настильных траекториях и на траекториях с минимальной энергией. Предполагая,

что эти шесть переменных являются независимыми, мы получим следующее выражение для квадратичной дисперсии настильных траекторий в зависимости от ошибок в оценке шести указанных переменных:<sup>8</sup>

$$\begin{aligned} \sigma^2_{\Delta R_{DT}} = & \sigma^2_W \left( \frac{\partial \Delta R_{DT}}{\partial W} \right)^2 + \sigma^2_{\Delta \beta} \left( \frac{\partial \Delta R_{DT}}{\partial \Delta \beta} \right)^2 + \\ & + \sigma^2_{\Delta \rho} \left( \frac{\partial \Delta R_{DT}}{\partial \Delta \rho} \right)^2 + \sigma^2_{\Delta R_{MET}} \left( \frac{\partial \Delta R_{DT}}{\partial \Delta R_{MET}} \right)^2 + \\ & + \sigma^2_{\Delta \gamma_{DT}} \left( \frac{\partial \Delta R_{DT}}{\partial \Delta \gamma_{DT}} \right)^2 + \sigma^2_{\Delta \gamma_{MET}} \left( \frac{\partial \Delta R_{DT}}{\partial \Delta \gamma_{MET}} \right)^2 \end{aligned} \quad (5.14)$$

где  $\Delta R_{DT}$  - дисперсия дальности на настильной траектории,  $W$  - скорость баллистического ветра,  $\Delta \beta$  - вариация баллистического коэффициента,  $\Delta R_{MET}$  - ошибки дальности на траектории с минимальной энергией на конечном участке,  $\Delta \gamma_{DT}$  и  $\Delta \gamma_{MET}$  - углы входа в атмосферу для настильных траекторий и для траекторий с минимальной энергией.

Используя результаты проведенных ранее вычислений для расчета частных производных, мы получаем следующее выражение:

$$\begin{aligned} \Delta R^2_{DT} = & \Delta R^2_{DT,W} + \Delta R^2_{DT,\beta} + \Delta R^2_{DT,\rho} + \\ & + (\Delta R^2_{MET} - \Delta R^2_{MET,W} - \Delta R^2_{MET,\beta} - \Delta R^2_{MET,\rho}) f^2(\gamma_{DT}) \end{aligned} \quad (5.15)$$

в котором  $\Delta R_{DT,W}$ ,  $\Delta R_{DT,\beta}$ ,  $\Delta R_{DT,\rho}$ ,  $\Delta R_{MET,W}$ ,  $\Delta R_{MET,\beta}$  и  $\Delta R_{MET,\rho}$  - дисперсии дальности на настильных траекториях и на траекториях с минимальной энергией, соответственно связанные с влиянием ветра, вариациями баллистического коэффициента и с вариациями плотности, а функция  $f$ , экстраполирующая влияние подъемной силы с траекторий минимальной энергии на настильные траектории, определяется выражением:

$$f(\gamma_{DT}, \gamma_{MET}) = \left( \frac{\sin \gamma_{MET}}{\sin \gamma_{DT}} \right)^n \quad (5.16)$$

в котором показатель степени  $n$  может лежать в пределах от 2 до 3. Аналитическое выражение является довольно простым, поскольку дисперсии дальности зависят от независимых переменных линейно.

Аналогичные уравнения могут быть получены и для ошибок поперечного смещения.

Если мы предположим, что относительные ошибки переменных составляют 10 процентов, а неопределенности в углах входа в атмосферу равны  $0,5^\circ$ , то относительные ошибки в определении дисперсии настильных траекторий ракет "Трайидент-II" с полной нагрузкой при  $n = 3$  составят 15 - 20 процентов по дальности и 10 - 15 процентов по поперечному смещению. Для недогруженной ракеты и траекторий с большими скоростями ошибки могут увеличиться до 25 процентов по дальности и 20 процентов по поперечному смещению. При  $n = 2$  ошибки будут значительно меньше, от 6 до 8 процентов.

Примечания и ссылки к Приложению 5

1. Shea L. Valley, ed., "Handbook of Geophysics and Space Environments", Cambridge, Massachusetts, Air Force Research Laboratories, 1965, pp. 3-29. Кроме того, результаты дополнительного статистического анализа последних метеорологических данных были представлены Деннисом А. Кейзером из Национального метеорологического центра, Национальной администрации океанов и атмосферы США. Мы полагаем, что такие же значения характеризуют вариации плотности атмосферы над территорией СНГ.
2. Эти оценки согласуются с данными по баллистической вариации плотности, приведенными в работе Doreen H. Daniels, "Ballistic Correlation Attitudes for Reentry Winds and Nonstandard Air Densities", Dahlgren, Virginia, US Naval Weapons Laboratory, April 1965, NTIS, AD-614-910, p. 9.
3. См. ссылку 1, стр. 4-46. Данные по характеристикам ветра были сообщены также Деннисом А. Кейзером из Национального метеорологического центра, Национальной администрации океанов и атмосферы США.
4. Эта величина определена для баллистической вариации ветра из ссылки 2,

- стр. 7.
5. В работе Lierman (ссылка 18 основного текста) на стр. 30 отмечается, что разумный верхний предел вариаций в составляет 3 процента. См. также работу Burns (ссылка 18 основного текста) на стр. 3-35.
  6. Работа Glover, Nagan (ссылка 20 основного текста), стр. 166.
  7. В работе Burns (ссылка 18 основного текста) на стр. 3-62, 3-79 для расчета дисперсии, обусловленной эффектами подстройки крена, использовалась модель (1), а в работе Lierman (ссылка 18 основного текста) на стр. 13 модель (3) применялась для расчета максимальной (а не среднестатистической) дальности и дисперсии, связанной с влиянием асимметричных эффектов от изменения режима течения в пограничном слое.
  8. См., например, работу Philip P. Bevington, "Data Reduction and Error Analysis for the Physical Sciences", New York, McGraw-Hill, 1969, p. 60.