

АНАЛИЗ РАКЕТЫ НОДОНГ (СЕВЕРНАЯ КОРЕЯ)

Дэвид С. Райт, Тимур Кадышев

Мы рассмотрим в этой статье ракетную программу Северной Кореи на основании опубликованной в открытой печати информации и общих сведений о ракетной технике. В частности, мы представим модели ракеты Нодонг с дальностью 1000 километров и ее варианта с дальностью 1300 километров (обе ракеты построены на базе ракеты Scud). Эти изделия представляют собой одноступенчатые ракеты с четырьмя двигателями от ракеты Scud и их точность (круговое вероятное отклонение КВО) может составлять от 2 до 4 километров (или больше). Мы делаем вывод, что на базе технологии ракеты Scud можно создать ракету с дальностью в 1000 километров с полезной нагрузкой массой в одну тонну. Более того, вполне вероятно, что дальность этой ракеты (с той же самой полезной нагрузкой) может быть увеличена до 1300 километров, если ее конструкция будет изготовлена из высокопрочного алюминия, а не из стали (однако неясно, есть ли такая возможность у Северной Кореи). Если оба изделия базируются на технологии ракеты Scud, то их создание еще означает прорыва в ракетной технике Северной Кореи. Такие ракеты обладают максимальной дальностью, которую можно получить без дальнейших технически сложных изменений (таких, как переход к многоступенчатым ракетам), и поэтому следует ожидать что в дальнейшем увеличение дальности будет происходить медленнее, чем раньше (в зависимости от уровня технической помощи Северной Кореи). Мы рассмотрим вкратце, каких дальностей можно достичь в двухступенчатой ракете с двигателями Scud, и какие проблемы возникают у противоракетной обороны с ракетами типа Нодонг.

Дэвид С. Райт работает по программе исследований по оборонной тематике и контролю над вооружениями Массачусетского технологического института и в Союзе обеспокоенных ученых (Кембридж, Массачусетс).

Тимур Кадышев является старшим научным сотрудником Центра программных исследований Российской академии наук и сотрудником Центра по контролю над вооружениями и исследований по энергетике и охране окружающей среды Московского физико-технического института.

ВВЕДЕНИЕ

В начале 90-х годов стало возрастать число сообщений о разработке в Северной Кореи ракеты с дальностью от 1000 до 1300 километров, получившей в западной печати название Нодонг. Обеспокоенность мировой общественности ракетной программой Северной Кореи было вызвано близостью этой страны к Японии и к Южной Кореи, а также сообщениями о продаже корейских ракет Ирану, Сирии и Ливии. Значение программы Нодонг для ряда регионов мира станет ясным, если рассмотреть перечень стран, которых может достигнуть ракета при увеличении ее дальности до 1000 километров и более. В частности, ракеты с дальностью в 1300 км дают Северной Кореи возможность достичь всей территории Японии, а Ирану и Ливии достичь Израиля.

В то же время, исключительная закрытость общества Северной Кореи приводит к тому, что о ее ракетной программе имеется очень мало сведений. В частности, очень мало информации может быть использовано для публичных обсуждений потенциальной опасности и вариантов политических решений.

В этой статье мы представим технический анализ ракетной программы Северной Кореи и покажем, что на основании имеющейся в открытой печати информации и общих сведений о технологии ракетных систем можно построить достаточно ясную картину программы и сделать некоторые выводы о возможности ее дальнейшего развития. В частности, мы представим модели ракеты Нодонг и обсудим те трудности, которые возникают при организации производства ракеты Нодонг и других ракет большой дальности.

В этой статье мы представим технический анализ ракетной программы Северной Кореи и покажем,

что на основании имеющейся в открытой печати информации и общих сведений о технологии ракетных систем можно построить достаточно ясную картину программы и сделать некоторые выводы о возможности ее дальнейшего развития. В частности, мы представим модели ракеты Нодонг и обсудим те трудности, которые возникают при организации производства ракеты Нодонг и других ракет большой дальности.

Наша работа должна была ответить на следующие вопросы:

- Создала ли Северная Корея ракеты на базе советских ракет R17/SS-1c "Scud-B"?¹
- Обоснованы ли сообщения о ракете Нодонг?
- Что известно о ракетной программе?
- Способна ли Северная Корея построить ракету с дальностью в 1000 километров?
- Можно ли достичь этой цели на базе технологии ракет Scud, или наличие такой ракеты указывает на то, что Северная Корея способна производить гораздо более сложные ракеты (либо сами по себе, либо с иностранной помощью)? Первый вариант может указывать на то, что параметры ракеты Нодонг приближаются к пределу, который может быть достигнут без использования более совершенной технологии (например, многоступенчатых ракет), и что в дальнейшем дальность будет расти медленнее. С другой стороны, второй вариант может указывать на то, что по крайней мере один технологический барьер был преодолен и что в будущем увеличение дальности будет происходить сравнительно быстро.
- Насколько обоснованы сообщения о том, что Северная Корея увеличила или увеличит в ближайшем будущем дальность ракеты Нодонг до 1300 километров?
- Какие следующие шаги могут быть предпри-

няты для разработки ракет с еще большей дальностью?

- Какой эффективности можно ожидать от противоракетной обороны против ракет класса Нодонг?

Наши выводы в основном получены из комбинации общих физических принципов с пониманием технологии ракет Scud. Поэтому, хотя мы и использовали открытую информацию о ракетной программе Северной Кореи, наши выводы сравнительно слабо зависят от того, правильны ли детали этой информации или нет. Результаты в первую очередь основаны на расчетах характеристик ракет в определенном диапазоне технических характеристик и конструкций² и информации о разработке советских и китайских ракет (в особенности, советской ракеты Scud-B).

Наша задача состоит в том, чтобы достичь лучшего понимания ракетной программы Северной Кореи и представить набор разумных самосогласованных характеристик ракеты Нодонг. Поскольку доступная информация о ракетной программе Северной Кореи ограничена, значения представленных нами параметров по необходимости приблизительны, но достаточны для ответа на ряд важных вопросов об этой ракете.

ИСТОРИЯ РАКЕТНОЙ ПРОГРАММЫ СЕВЕРНОЙ КОРЕИ

Прежде чем перейти к анализу ракеты Нодонг, мы рассмотрим вкратце эволюцию ракетной программы Северной Кореи. Этот обзор послужит основой для понимания технологии и накопленного опыта для программы Нодонг. Наши оценки параметров ракет Северной Кореи приведены в табл. 1.

Программа DF-61. С 1976 по 1978 год Северная Корея участвовала в китайской программе разработки ракеты с дальностью 600 км и полезной нагрузкой в 1 тонну. Этот проект был приостановлен после того, как его главные инициаторы были выведены из состава правительства КНР. Эта программа была основана на опыте, накопленном китайскими конструкторами ракет в 60-х и 70-х годах, когда они работали над ракетами DF-5/CSS-4. В проектируемой ракете, получившей название DF-61, предполагалось использовать жидкое топливо длительного хранения, турбонасосы высокого давления и инерциальную систему наведения³.

NKScud Mod-A. После прекращения программы DF-61, Северная Корея продолжила работы в области ракетной техники приобретением советских ракет Scud-B⁴. После повтора разработки этой ракеты предположительно в 1984 году были начаты летные испытания изготовленных в Северной Корее ракет данного типа (мы обозначаем эти ракеты как NKScud Mod-A^{4,5}). Так же как у ее советского предшественника Scud-B, дальность этой ракеты составляла от 280 до 300 километров при массе полезной нагрузки в одну тонну. Предположительной целью этого проекта было приобретение опыта производства ракет (но не боевое развертывание). Конструкция этой ракеты и используемые материалы были аналогичны используемым в советской ракете Scud-B. На нижней кривой рисунка 1 показана зависимость дальности ракеты от массы полезной нагрузки при технических характеристиках, аналогичных советской ракете Scud-B или ракете NKScud Mod-A (параметры модели

ракеты Scud-B приведены в Приложении А).

NKScud Mod-B. По некоторым сообщениям, в 1985 году Северная Корея начала производство ракеты Mod-B, улучшенной версии ракеты Mod-A. По-видимому, после войны с Ираком в середине 80-х годов Иран согласился финансировать разработку ракеты в обмен на поставку в Иран Северной Кореей большого количества этих ракет. Полномасштабное производство началось, скорее всего, в 1986-1987 годах и первые 100 ракет были поставлены в Иран осенью 1987 года⁷.

Считается, что дальность ракеты Mod-B составляет от 320 до 340 км при полезной нагрузке (на 15 процентов, или на 40 км больше, чем у ракеты Mod-A) в результате "небольших модификаций"⁷. Наиболее вероятные способы добиться этого увеличения связаны с уменьшением массы конструкции ракеты, с использованием топлива с большим энерговыделением или с модификацией двигателя для достижения большего удельного импульса за счет повышения температуры или давления в камере сгорания. Хотя не исключено, что в Северной Корее могли увеличить размеры баков для размещения большего количества топлива, кажется более вероятным, учитывая сравнительно малое увеличение дальности, что была использована та же конструкция, что у ракеты Mod-A.

Из рис. 1 видно, что при отсутствии других изменений в параметрах ракеты увеличение дальности на 40 км требует уменьшения полезной нагрузки более чем на 150 кг. С другой стороны, полезная нагрузка может быть сохранена на прежнем уровне, если масса конструкции ракеты будет уменьшена на ту же самую величину. Модернизация и миниатюризация системы наведения и использование более легких компонентов в двигателе и топливных насосах может привести к некоторой экономии веса, которая, однако, вряд ли достигнет 150 килограммов. Другая возможность, связанная с заменой в конструкции ракеты стали на высокопрочные алюминиевые сплавы, маловероятна, поскольку она должна привести к весовой экономии в 350 - 400 килограммов, которая должна была бы привести к гораздо большему увеличению дальности⁸.

Наиболее вероятным объяснением увеличения дальности ракеты Mod-B (по сравнению с Mod-A) является модернизация двигателя, увеличивающая удельный импульс (может быть, вместе с сокращением массы конструкции). На рис. 1 показано, что увеличение удельного импульса с 230 до 240 сек приведет к увеличению дальности на 40 км без изменения массы ракеты. Мы увидим далее, что величина удельного импульса в 240 сек согласуется с обсуждающимися ниже моделями других ракет Северной Кореи. Увеличение удельного импульса на четыре процента представляется вполне достижимым, в особенности если учесть, что предположительно Северная Корея получила техническую помощь в разработке и производстве ракетных двигателей от Китая, а китайские специалисты уже имели значительный опыт в этой области⁹. В частности, Северная Корея могла улучшить двигатели, используя турбонасосы высокого давления, аналогичные разработанным в Китае для ракет серии DF. Увеличение давления и температуры в камере сгорания на сравнительно небольшую величину также может привести к требуемому увеличению удельного импульса¹⁰.

Таблица 1

Приблизительные значения параметров технического описания ракет, которые считаются либо созданными, либо находящимися в процессе разработки. Значения, приведенные в таблице, являются результатом оценок на основе опубликованных данных (согласно описанию в тексте).

Параметр	Mod-A	Mod-B	Mod-C	Нодонг	Нодонг М
Первый полет	1984	1985	1990	1993	-
Длина (м)	11,25	11,25	12,55	15,5	15,5
Диаметр (м)	0,88	0,88	0,88	1,3	1,3
Дальность (км)	300	340	500	1000	1300
Полезная нагрузка (кг)	985	985	700	1000	1000
Масса ускорителя (кг)	1385	1385	1500	3900	2900
Масса топлива (кг)	4000	4000	5000	16000	16000
Доля топлива	0,74	0,74	0,77	0,805	0,845
Удельный импульс (с)	230	240	240	240	240
Время работы (с)	70	70	87,5	70	70
Тяга (Н)	129	134	134	540	540
Число двигателей	1	1	1	4	4

Сообщают, что круговое вероятное отклонение (КВО) советской ракеты Scud-B и ракеты NKScud Mod-B лежит в пределах от 450 до 1000 метров при дальности в 300 километров¹¹.

NKScud Mod-C. Очевидным способом повышения дальности ракеты Mod-B может быть увеличение длины ракеты для повышения доли горючего в общей массе ракеты и наверняка этот путь и был выбран Северной Кореей для создания варианта с повышенной дальностью, или Mod-C. Этот путь был выбран Ираком для создания ракеты "Al-Hussein", применявшейся против Ирана в "войне городов" и против Израиля и Саудовской Аравии в войне в Персидском заливе¹². Возможно, что специалисты Северной Кореи были ознакомлены с конструкцией этой ракеты, поскольку сообщалось, что Иран допустил их к изучению обломков ракеты "Al-Hussein" во время войны с Ираном⁷. Производство ракеты Mod-C, возможно, началось в 1989 году и первый известный испытательный полет состоялся в июне 1990 года. Сообщают также, что Северная Корея начала продавать ракеты Mod-C Ирану и Сирии в 1991 году¹³.

На рис. 2 показана зависимость между дальностью и полезной нагрузкой для модели ракеты Mod-C с массой горючего на 25 процентов большей, чем у ракеты Mod-C. Предполагается, что в этой ракете используется та же технология, на базе которой была построена модель рис. 1 (детали приводятся в Приложении А). Дальность ракеты Mod-C лежит в пределах от 600 до 700 км при массе полезной нагрузки от 600 до 700 кг¹⁴. Этот рисунок показывает, что возможности по дальности и полезной нагрузке хорошо согласуются с моделью Mod-C со значением удельного импульса в 240 сек, которая использовалась также в нашей модели Mod-B.

Оценка точности ракеты Mod-C зависит от предположений о ее поведении на участке входа в атмосферу. Если на этом участке ракета остается невидимой, то ее точность будет заметно выше, чем при отделении боеголовки от конструкции ракеты; это неоднократно случалось с ракетами "Al-Hussein"

во время войны в Персидском заливе. При одинаковой статической ошибке точность целой ракеты будет выше из-за того, что тело ракеты будет удерживать ось боеголовки по воздушному потоку, не позволяя ей колебаться, а повышенная масса ракеты увеличит скорость боеголовки, уменьшит время полета и, соответственно длительность действия отклоняющих сил. Предполагая, что КВО ракеты Mod-B составляет 750 метров, мы можем оценить КВО целой ракеты Mod-C будет равно примерно 1000 метров, а для отделившейся боеголовки составит от 1300 до 2600 метров (детали расчетов приведены в Приложении Б). Меньший предел будет соответствовать устойчивому движению боеголовки на участке входа; при колебаниях или движении по спиральной траектории КВО будет заметно больше¹⁵.

Создание ракеты с дальностью, заметно большей, чем у Mod-C, потребует существенной переработки конструкции. Даже увеличение массы топлива на 50 процентов по сравнению с ракетой Mod-B (при использовании одного двигателя ракеты Scud¹⁶) приведет к дальности в 550 км при массе полезной нагрузки в 700 кг, что всего на 10 процентов превысит дальность ракеты Mod-C. Уменьшение массы конструкции при замене стали на алюминий не позволит создать ракету с дальностью в 1000 км при массе полезной нагрузки в одну тонну без применения нового двигателя с большей тягой¹⁷.

Ниже мы приведем аргументы в пользу того, что Северная Корея сумела создать значительно более мощную ракету, используя технологию ракеты Scud и примененные в ней материалы, применив для увеличения тяги связку из четырех двигателей ракеты Scud. Такая конфигурация сравнительно просто укладывается в ракетную программу Северной Кореи, и, с другой стороны, она позволяет достичь практического верхнего предела уровня технологии, не требующего более мощного двигателя или новых технических разработок (таких, как многоступенчатость).

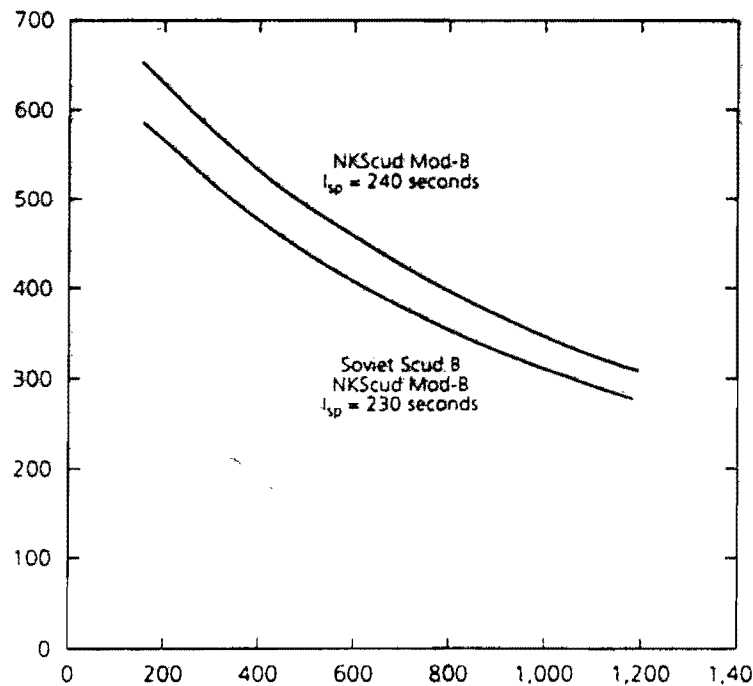


Рисунок 1

Зависимость дальности от полезной нагрузки для ракеты в предположении, что масса сухой конструкции ракеты равна 1385 кг, масса топлива равна 4000 кг, длительности работы двигателя в 70 сек, и удельных импульсах в 230 и 240 сек. Для полезной нагрузки в одну тонну дальности для двух значений удельного импульса соответственно равны 300 и 340 км. Мы отождествляем первое значение удельного импульса с ракетами Scud-B и NKScud Mod-A, а второе - с ракетой NKScud Mod-B.

РАКЕТА НОДОНГ

О ракете Нодонг¹⁸ в прессе часто говорят как о новой ракете, разрабатываемой в Северной Корее, с дальностью по крайней мере в 1000 км, способной нести ядерные и химические боеголовки. О ней начали говорить в июне 1993 года после сообщений о том, что в КНДР в конце мая были проведены испытания новой ракеты.

Полагают, что разработка ракеты Нодонг была начата в 1988 - 1989 г.г. и проводилась параллельно разработке ракеты Mod-C¹⁹. Несколько стран проявили интерес к этой ракете. Имеются сообщения, что Ливия финансирует разработку ракеты и будет закупать готовые ракеты и что КНДР помогает Ливии в создании производства этих ракет²⁰. Сообщали также, что Иран помогает в финансировании этой разработки²¹ и ведет переговоры о закупке 150 таких ракет²², возможно, в обмен на поставки нефти²³. В одном сообщении говорится о том, что первой страной, получившей ракету Нодонг после ее ввода в эксплуатацию, может стать Сирия²⁴. Сообщают, что в 1992 году Северную Корею посетили представители Пакистана для обсуждения этой ракеты²⁵. Как отмечалось выше, Северная Корея, по-видимому, про-

давала ракеты Mod-C Ирану и Сирии.

Перебежчик из северокорейской армии заявил, что в конце 80-х г.г. в КНДР было начато строительство четырех подземных баз (две из которых были закончены) для запуска ракет большой дальности по американским военным базам в Японии и на Гуаме²⁶.

Испытательный полет в мае 1993 года. Сообщения об испытательных полетах ракеты Нодонг до мая 1993 года противоречивы²⁷. В майской серии испытаний в Северной Корее было запущено четыре ракеты (29 и 30 мая), одна, или, может быть, две из которых были ракетами Нодонг, а остальные - ракетами Mod-C. Во всех сообщениях отмечается, что ракеты Нодонг пролетели 500 километров или даже меньше²⁸. Отождествление некоторых из этих ракет с ракетами Нодонг (а не с Mod-C) почти наверняка связано с их размерами, определенными средствами слежения американской разведки. Северная Корея признала факт проведения испытаний новой ракеты, но не сообщила, были ли они успешными²⁹. Полигон под названием Таеро-tong расположен в Hwadae-Kun в провинции Северный Хамкьен на восточном побережье КНДР³⁰, а ракета, по сообщениям, была запущена с мобильной пусковой установки³¹.

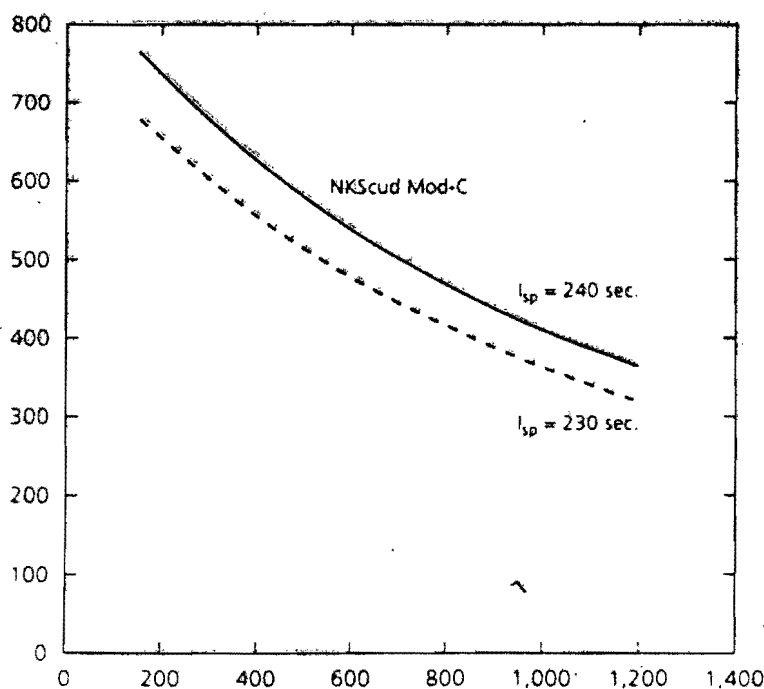


Рисунок 2

Зависимость дальности от полезной нагрузки для ракеты в предположении, что масса сухой конструкции ракеты равна 1500 кг, масса топлива равна 5000 кг, длительности работы двигателя в 87,5 сек, и удельных импульсах в 230 и 240 сек. Для полезной нагрузки в 700 кг и удельном импульсе в 240 сек дальность равна 500 км. Мы отождествляем эту ракету ракетой NKScud Mod-C.

Испытания наблюдались американскими и японскими военными; они были необычными по нескольким причинам. Во-первых, ракеты запускались в восточном направлении в сторону Японии (см. рис. 3), в то время как в предыдущих испытаниях ракет Mod-C они запускались в южном направлении⁷. Во-вторых, с ракет не передавалось телеметрической информации и КНДР не объявляла, как обычно, о предстоящем запуске ракет в воздушное пространство и морскую акваторию, которые могут использоваться коммерческими самолетами и кораблями. Некоторые аналитики полагали, что эти испытания были не столько техническими мероприятиями, сколько демонстрацией возможностей для потенциальных заказчиков³².

Существуют некоторые указания на то, что дальность полета преднамеренно ограничивалась величиной в 500 км и не представляла неудачи полета. Во-первых, ракеты летели к востоку в направлении японского полуострова Ното. В этом месте ширина Японского моря всего 750 км, что слишком мало для испытаний на полную дальность. Более того, японскими самолетами были обнаружены два северокорейских корабля, которые находились в течение двух суток вблизи точек падения примерно в 300 км от полуострова Ното. По-видимому, эти корабли рас-

полагались вблизи расчетных точек падения для слежения за конечным участком полета³³. Причина ограничения дальности величиной в 500 км непонятна. Может быть, ракета не была готова к испытанию на полную дальность. С другой стороны, сокращение дальности полета ракеты Нодонг 500 километрами позволило наблюдать их падение и падение ракет Mod-C одними и теми же кораблями. Это могло быть также попыткой скрыть испытания ракет Нодонг среди аналогичных испытаний ракет Mod-C.

Конструкция ракеты Нодонг. Мы представим здесь наиболее вероятную модель конструкции ракеты Нодонг. Наша модель конструкции основана на комбинировании технической информации о советских ракетах Scud-B, скудных сведений о самих ракетах Нодонг, истории ракетной программы Северной Кореи и истории развития ракетной техники в СССР и Китае. Особенно полезны сведения об истории развития китайской ракетной программы, поскольку в середине 70-х годов КНДР участвовала в китайской программе разработки ракеты DF-61.

В сообщениях о ракете Нодонг ее дальность оценивается в 900 - 1000 километров, а полезная нагрузка в 800 - 1000 килограммов³⁴. Во многих сообщениях отмечается также, что дальность ракеты может быть увеличена до 1300 км, а полезная наг-

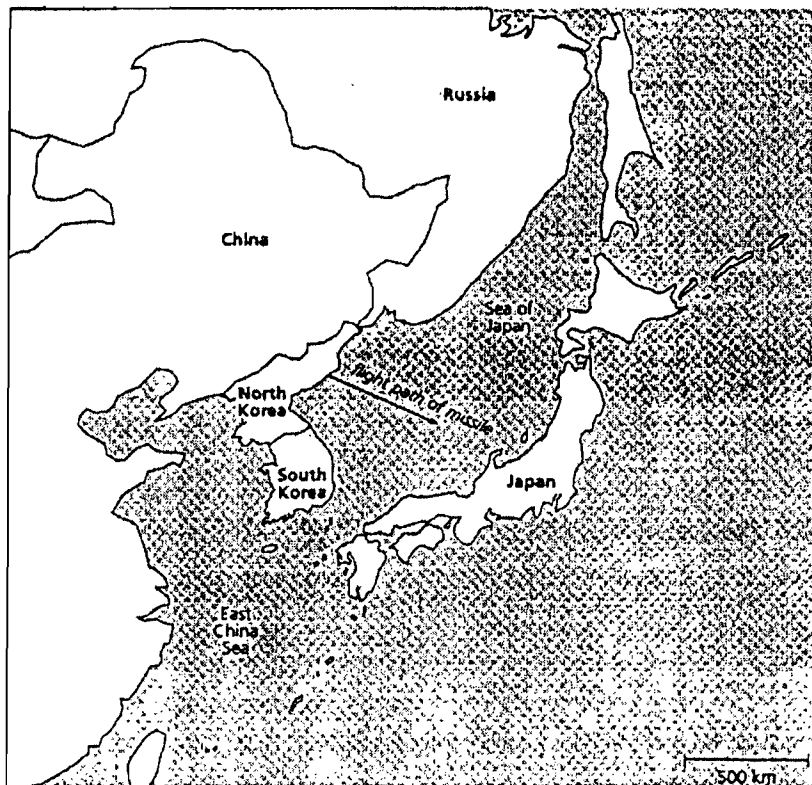


Рисунок 3

Траектория полета ракеты Нодонг над Японским морем в конце мая 1993 года в восточном направлении к японскому полуострову Ното.

рузка - до одной тонны³⁵.

Наиболее вероятная модель конструкции ракеты Нодонг включает связку из четырех двигателей ракеты NKScud Mod-B для создания необходимой тяги. Эта конфигурация предпочтительна перед одним, более мощным, двигателем по следующим причинам³⁶.

Во-первых, соединение двигателей в связку является обычным техническим решением - и СССР, и Китай применяли эту схему еще в самом начале своих ракетных программ. Связки из четырех двигателей применялись в советской ракете Р-12/SS-4 (первое испытание в 1955 году и постановка на вооружение в 1957 году) и в китайской ракете DF-61/CSS-2 (первое испытание в 1966 году и постановка на вооружение в 1971 году)³⁷. Поскольку у КНДР был работающий двигатель, хорошо испытанный и производившийся в больших количествах, было вполне естественно производить разработку новой ракеты на этой основе, в особенности из-за того, что создание нового двигателя потребовало бы значительно больше времени и усилий.

Во-вторых, имеются технические аргументы в пользу применения связки из небольших двигателей. Например, испытывать большие двигатели намного сложнее и дороже, чем маленькие. Кроме того, опыт показывает, что комбинация двигателей значительно понижает уровень механических вибраций двигате-

лей, поскольку вибрации отдельных двигателей, как правило, интерферируют деструктивно³⁸. Поэтому при использовании связки напряжения и требования к прочности ракеты ниже, чем при использовании одного большого двигателя.

И, наконец, создание одиночного двигателя, обеспечивающего требования к дальности и полезной нагрузке ракеты Нодонг, потребует значительного увеличения накопленного к настоящему времени опыта, поскольку сила тяги такого двигателя должна быть в четыре раза больше, чем у двигателя ракеты Scud.

Оценки размеров ракеты Нодонг, приведенные в нескольких источниках³⁹, составляют от 15 до 16 метров по длине, и от 1,2 до 1,3 метров по диаметру. Почти наверняка эти размеры были определены по данным фоторазведки и поэтому являются довольно приблизительными. Тем не менее, если предположение о связке из четырех двигателей верно, то мы можем ожидать, что в топливных баках ракеты будет находиться в четыре раза больше топлива, чем в баках ракеты Scud-B, или, приблизительно 12,4 кубометра⁴⁰. При диаметре в 1,3 метра длина баков будет составлять 9,3 метра (плюс дополнительное пространство между ними и на их концах). Предполагая, что длина секции с двигателями будет такой же, как у ракеты Scud-B (два метра), и что длина секции с системой управления и баллонами со сжа-

тым газом между боеголовкой и топливными баками увеличится примерно с 1,3 метра до 2 метров для установки дополнительных баллонов, требующихся для увеличенных топливных баков, можно оценить длину конструкции ракеты в 13,5 метра (включая дополнительные 0,2 метра на концах баков и между ними). Предполагая также, что длина боеголовки составляет 2 метра (см. Приложение В), полная длина ракеты составит 15,5 метра, что согласуется с имеющимися данными (см. рис. 4).

Мы оцениваем форму и баллистический коэффициент боеголовки, рассматривая нагрев боеголовки во время входа в атмосферу (см. Приложение В). Мы предположим, что так же, как у ракеты Scud-B, абляционного покрытия у боеголовки нет. Основой наших оценок нагрева и точности является предположение о том, что конструкция ракеты Нодонг отделится от боеголовки до того, как она войдет в плотные слои атмосферы. Даже в том случае, если в схеме ракеты отделения боеголовки от ракеты не предусмотрено, конструкция ракеты, скорее всего, разрушится на высоте от 10 до 20 километров под действием сил аэродинамического торможения, как это почти всегда случалось с ракетами "Al-Hussein" во время ирано-иракской войны и войны в Персидском заливе в 1991 году. Поскольку скорость входа ракет Нодонг в атмосферу значительно превышает скорость ракет "Al-Hussein", максимальное аэродинамическое торможение ракеты Нодонг будет примерно на 70 процентов выше, что с уверенностью приведет к отделению пустых топливных баков. Вследствие этого в Северной Корее могли разработать механизм отделения боеголовки от ракеты во время входа в атмосферу, поскольку неконтролируемый процесс разрушения корпуса ракеты может ухудшить ее точность. Отделение боеголовки не представляет большой технической проблемы, но этот процесс должен производиться достаточно аккуратно, чтобы не вызвать отклонения оси боеголовки от направления движения, что также может сопровождаться потерей точности.

Если в ракете содержится в четыре раза больше топлива, чем в ракете Scud-B, то его общая масса составит 16 тонн. Мы оцениваем массу сухой конструкции ракеты в 3,8 - 4 тонны, и при этом доля топлива будет лежать в пределах от 0,80 до 0,81 (более подробно см. в Приложении Г). На рис. 5 показана зависимость полезной нагрузки от дальности для двух моделей ракеты Нодонг с указанными выше значениями масс, четырьмя двигателями ракеты Scud, и те же характеристики топлива и конструкции, что у ракет Mod-B и Mod-C (см. Приложение А). Для полезной нагрузки в одну тонну дальность этих моделей будет равна соответственно 915 и 965 километров. Учитывая приближенные значения исходных параметров, следует отметить хорошее согласие оценок с имеющимися данными, что позволяет предположить аналогичность нашей модели, тем которые использовались разведывательными службами для своих оценок.

Увеличение дальности ракеты Нодонг до 1300 км⁴¹. Как отмечалось выше, в некоторых источниках утверждается, что дальность ракеты Нодонг будет увеличена до 1300 километров при массе полезной нагрузки в одну тонну. Здесь мы обсудим, каким образом может быть достигнуто это увеличение дальности. В газете из Саудовской Аравии сообщалось,

что Северная Корея собирается произвести испытание этой ракеты в юго-восточном Иране⁴². Северная Корея опровергает подобные сообщения, но местные географические условия препятствуют проведению подобных испытаний на своей территории (см. рис. 3), что может привлечь интерес к использованию зарубежных полигонов.

На рис. 5 показано, что часть из планируемого увеличения дальности может быть достигнута за счет снижения массы полезной нагрузки. Тем не менее, мы будем считать, что при увеличении дальности КНДР будет стремиться сохранить массу полезной нагрузки в одну тонну для возможного размещения будущих ядерных боеголовок⁴³.

Мы приведем аргументы в пользу предпочтительности третьего варианта.

Повышение дальности на 300 км потребует увеличения силы тяги двигателя ракеты Scud на 10 - 15 процентов, что, вряд ли достижимо простой модификацией существующего двигателя. С другой стороны, если Северная Корея примет решение о разработке и изготовления нового двигателя, она вряд ли сделает своей задачей столь малое увеличение дальности. Кроме того, существенная переделка двигателя, скорее всего, повлекла бы за собой достаточно существенную переделку самой ракеты, так что ее нельзя будет рассматривать как простую модификацию ракеты Нодонг.

Наши расчеты показывают, что удлинение ракеты и увеличение количества топлива на 25 процентов позволят увеличить дальность всего на 10 - 15 процентов (в зависимости от увеличения массы конструкции). Даже увеличение количества топлива на 50 процентов приведет к увеличению дальности всего лишь на 200 километров.

С другой стороны, представляется возможным увеличить дальность на 300 километров, сохранив массу полезной нагрузки в одну тонну, за счет сокращения массы конструкции ракеты. Мы предполагали, что ракеты Mod-B, Mod-C и Нодонг изготовлены из стали. Известно, однако, что в корпусах ракет DF-3/CSS-2 и DF-4/CSS-3, разработанных в Китае в 60-40 годах, применялся алюмининиево-магнийевый сплав⁴⁴. Если в Северной Корее могут создавать ракеты из подобного материала, то масса конструкции может быть уменьшена примерно на одну тонну (см. Приложение Г). Кривые зависимости дальности от массы полезной нагрузки при отношении массы топлива к полной массе, равном 0,84 - 0,85, показывают, что в этом случае можно будет повысить дальность на 300 километров, сохранив массу полезной нагрузки в одну тонну (см. рис. 5).

Остается неясным, действительно ли Северная Корея разрабатывает ракету с дальностью в 1300 километров, или это анализ американской разведки для наиболее худшего варианта. Более того, непонятно, сможет ли вообще Северная Корея построить такую ракету, хотя технические препятствия не являются слишком большими. Хотя Северная Корея не имеет собственной авиационной промышленности, которая смогла бы принести ей опыт изготовления больших конструкций из алюминиевых сплавов, необходимая технология проста и общедоступна. КНДР могла получить необходимые материалы и техническую помощь от нескольких стран (включая Иран).

Оценка точности ракеты Нодонг. Возможно, что в системе инерциального управления ракетой Нодонг

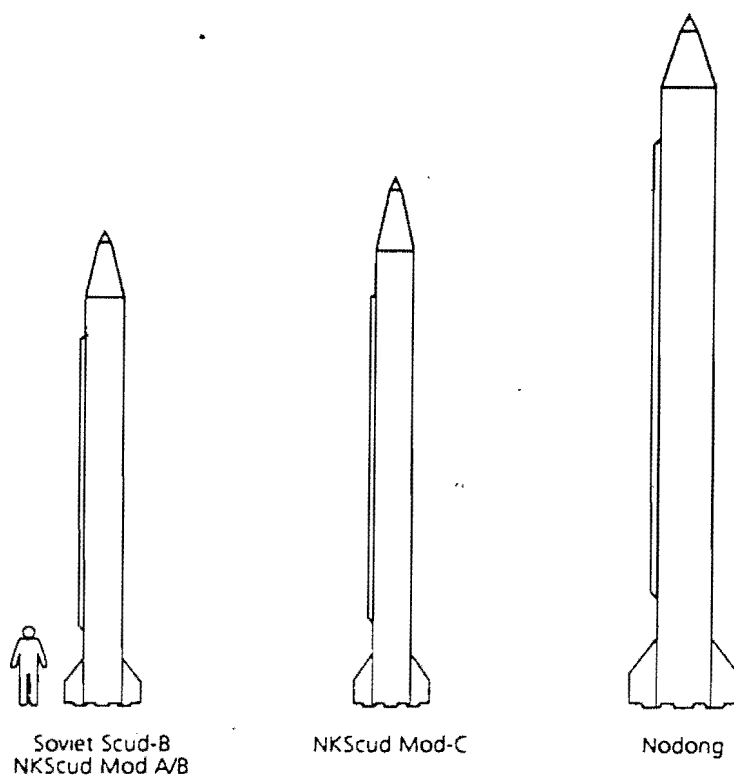


Рисунок 4

Относительные размеры ракет Mod-B, Mod-C и Нодонг, длины которых соответственно равны 11,25; 12,55 и примерно 15,5 метра. Диаметры ракет равны 0,88 метра в двух первых случаях и примерно 1,3 метра в последнем случае.

применяются гироскопы и акселерометры. Почти наверняка в системе управления для контроля вектора тяги применяются графитовые рули, расположенные в сопле двигателя; такой метод использовался в ракетах Scud-B и в первых китайских ракетах (включая DF-3/CSS-2), в которых применялась связка из четырех двигателей⁴⁵.

При оценке точности ракеты Нодонг мы предполагали, что в ее системе управления используется технология ракеты Scud, и проводили оценки экстраполяцией параметров ракеты Mod-B (см. Приложение Б). Как отмечалось выше, мы считали, что боеголовка отделяется от корпуса ракеты до того, как она достигнет малых высот. Мы оцениваем, что КВО ракеты Нодонг при дальности в 1300 километров будет лежать в пределах от 2 до 4 километров (см. Приложение Б). Если боеголовка колеблется или движется по спирали во время входа в атмосферу, то КВО может существенно возрасти. Согласно одному из источников⁴⁶, КВО ракеты Нодонг составляет 2 километра; мы считаем, что это значение, вероятно, слишком мало. Точность ракеты складывается из двух составляющих: ошибок вывода на расчетную траекторию в конце участка разгона и ошибок от движения в атмосфере на участке входа в атмосферу. Если, как представляется вероятным, точность

ракеты в основном зависит от движения на участке входа в атмосферу, то улучшение системы управления не позволит заметно уменьшить КВО ракеты, поскольку эта система действует только на активном участке и может уменьшить только первую составляющую ошибок. Улучшение точности потребует уменьшения ошибок на участке входа в атмосферу, что весьма сложно.

Надежность ракеты. Сомнения в надежности северокорейских ракет могут возникнуть, поскольку стоимость проведения летных испытаний может ограничить их программу и возможность достижения уверенности в характеристиках ракеты. Более того, некоторые эксперты выражают сомнения в качестве работ на производстве ракет. О том, что надежность является проблемой, говорят сообщения про дефекты, обнаруженные в ракетах, поставившихся ранее Северной Кореей в Иран⁴⁷. С другой стороны, некоторые из ключевых компонентов (например, двигатели) могут быть проведены на Земле без проведения летных испытаний.

По ряду причин надежность ракеты Нодонг может быть меньше (и, возможно, значительно) по сравнению с ракетами Mod-B и Mod-C. Во-первых, ракета Нодонг больше и быстрее своих предшественниц и поэтому она подвержена существенно боль-

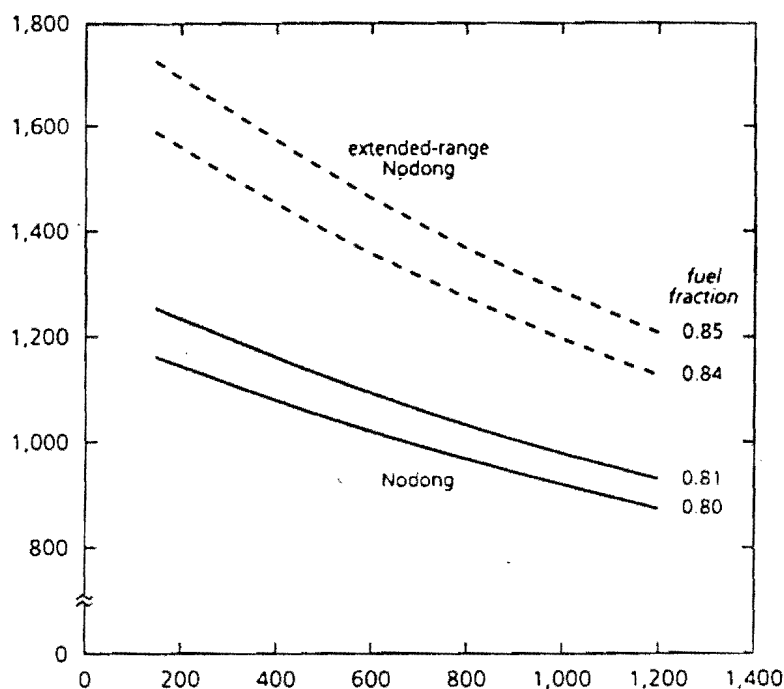


Рисунок 5

Зависимость дальности от полезной нагрузки для ракеты Нодонг. Предполагается, что в ракете применяются четыре двигателя Scud, масса топлива равна 16000 кг, длительность работы двигателя равна 70 сек, и удельный импульс равен 240 сек. Значения доли топлива (отношение массы топлива к полной массе ракеты) приведены на самом рисунке.

шим нагрузкам, которые могут привести к увеличению поломок. Во-вторых, наличие четырех двигателей вместо одного уменьшает надежность двигательной установки. Например, если надежность одного двигателя равна 0,95, то надежность четырех равна $(0,95)^4 = 0,81$; а если надежность одного двигателя равна 0,9, то надежность четырех будет равна всего 0,66.

СЛЕДУЮЩИЙ ШАГ?

По некоторым сообщениям⁴⁸, в Северной Корее собираются создать ракету Нодонг-2 с дальностью от 1500 до 2000 километров. Для достижения такой дальности нужно будет либо создать гораздо более мощный двигатель, чем двигатель Scud-B, либо использовать многоступенчатые ракеты. Оба таких метода применялись и раньше. Китайская ракета DF-3/CSS-2, впервые запущенная в конце 1966 года, была одноступенчатой ракетой с четырьмя двигателями, тяга которых была достаточна для достижения дальности в 2800 километров. В первой китайской двухступенчатой ракете DF-4/CSS-3, запущенной в 1970 году, в качестве первой ступени использовалась ракета DF-3, а во второй ступени был установлен одиночный двигатель этой ракеты⁴⁹. В обеих мето-

дах имеются существенные технические трудности, и время, которое потребуется Северной Корее для их преодоления, зависит в основном от ее возможностей получения иностранной технической помощи.

Для оценки влияния многоступенчатой схемы на дальность ракеты, в которой используются двигатели Scud, мы рассмотрим простую модель двухступенчатой ракеты с ракетой Нодонг в качестве первой ступени и варианта ракеты Mod-B в качестве второй ступени. Оптимизация размера второй ступени для ракеты Нодонг приводит к массе, примерно равной массе Mod-B. Поэтому мы будем считать, что вторая ступень модели - это ракета Mod-B без стабилизаторов. Дальность ракеты в такой модели будет составлять от 1750 до 1800 километров⁵⁰. Мы отмечаем, что эта оценка весьма приближенна и может использоваться только для предположений.

ВЫВОДЫ И СЛЕДСТВИЯ

Из нашего анализа можно сделать несколько важных выводов. Во-первых, при использовании технологии ракеты Scud, которая производится в Северной Корее, можно создать ракету с дальностью в 1000 километров при массе полезной нагрузки в одну тонну. Вследствие этого, сообщения о разра-

ботке ракеты Нодонг с технической точки зрения обоснованы. С другой стороны, современное состояние производственного потенциала Северной Кореи дает основания для скептицизма о возможности производства таких ракет⁵¹.

Во-вторых, представляется в принципе возможным дальнейшее увеличение дальности ракеты Нодонг до примерно 1300 километров при массе полезной нагрузки в одну тонну, если изготовить конструкцию ракеты из высокопрочного алюминия. Однако, у нас нет никаких указаний на то, была ли эта попытка предпринята в действительности, или сообщения об этой возможности представляет собой анализ американской разведки для худшего случая.

Если варианты ракет с дальностью в 1000 и 1300 километров основаны на технологии ракет Scud, их существование еще не означает прорыва в ракетной технике Северной Кореи.

В-третьих, ракета Нодонг представляет собой практический предел дальности для текущего уровня ракетной техники Северной Кореи. Дальнейшее увеличение дальности потребует таких шагов, как создание гораздо более мощного ракетного двигателя, или переход к многоступенчатой схеме, каждый из которых является значительно более сложным с технической точки зрения по сравнению с простым использованием имеющихся компонентов для сборки ракет Нодонг. Поэтому дальнейшее увеличение дальности будет происходить медленнее, чем в последние пять лет. Тем не менее, технические трудности обеих методов хорошо известны и время, нужное КНДР для их преодоления, будет в основном определяться тем, какую техническую помощь она получает.

В-четвертых, точность ракеты Нодонг оценивается в несколько километров, и улучшить ее будет не так просто. Например, если ошибки в основном будут зависеть от движения на участке входа в атмосферу (что наиболее вероятно), то улучшение системы управления ракетой мало повлияет на ее точность. При такой низкой точности ракета Нодонг с обычной или химической боеголовкой не будет иметь особого военного значения, но может стать оружием устрашения. Ее возможность доставки боеголовки массой в одну тонну сможет сделать эту ракету более опасной, если в будущем Иран или КНДР смогут разработать доставляемое ядерное оружие. Тем не менее, даже при использовании ядерных боеголовок точность остается настолько низкой, что ракета не сможет быть использована против компактных защищенных военных целей.

И, наконец, несмотря на то, что некоторые компоненты ракет могут быть проверены без летных испытаний, общая надежность ракеты может остаться низкой, если проведение широкой программы испытательных полетов окажется слишком дорогим для Северной Кореи. Возникающее ядерное государство может обращать особое внимание на надежность ракеты, доставляющей одну из его немногих ядерных боеголовок.

Следствия для обороны от тактических ракет. Возможность появления в ближайшем будущем на вооружении таких ракет, как Нодонг, уже вызвало опасения в ряде стран, в особенности в Японии и Израиле. В частности, эта возможность вливает на дебаты по тактической противоракетной обороне в обеих странах⁵².

Перспективы противоракетной обороны с внутриатмосферными перехватчиками по ряду причин, которые будут рассмотрены позже, представляются сомнительными. Заатмосферные перехватчики, подобные ракете THAAD, столкнутся с другими проблемами, например, с ложными целями и с облаками обломков. Сейчас ракета THAAD находится на ранних стадиях разработки, первые прототипы могут появиться в конце 90-х годов, а система в целом не будет готова ранее 2001 года.

Присущая ракете Нодонг неточность обуславливает возможность применения некоторых мер противодействия, которые успешно (хотя и непреднамеренно) применялись против антиракеты Патриот в войне в Персидском заливе⁵³. Неточность ракеты Нодонг в основном связана с непредсказуемым движением ее боеголовки под действием аэродинамических сил на участке входа в атмосферу. Эти движения предъявляют высокие требования к перехватчику, поскольку он должен двигаться с очень высоким поперечным ускорением для того, чтобы достаточно быстро отслеживать движения цели и перехватывать ее. Аналогичный принцип был принят в 70-х годах в США для разработки маневрирующей боеголовки MaRV, предназначенной для проникновения сквозь советскую ПРО⁵⁴. Низкая точность ракеты Нодонг указывает на то, что на ее боеголовку воздействуют сильные аэродинамические силы. Эти силы могут быть еще большими, если в конструкцию будет внесена небольшая асимметрия (аналогично изогнутой носовой части боеголовки MaRV). Точность ракеты Нодонг настолько низка, что связанная с такими мерами дополнительная неточность может оказаться несущественной.

Более того, увеличение скорости боеголовки увеличивает ее поперечное ускорение и еще более ужесточает требования к оборонительным системам. Следовательно, очевидной мерой противодействия является увеличение баллистического коэффициента боеголовки для повышения ее скорости⁵⁵. Такое увеличение может быть достигнуто просто за счет изменения ее формы. Возможно, что при этом увеличение нагрева боеголовки потребует нанесения абляционного теплового покрытия (см. Приложение Б). Нанесение подобного покрытия не представляет технических проблем, если допустима некоторая потеря точности из-за асимметричной абляции. Если главная задача заключается в противодействии обороне, то асимметричная абляция может даже быть полезной, поскольку она сделает аэродинамические силы еще более переменными, а траектории цели - еще менее предсказуемыми.

Достижение даже сравнительно малой вероятности перехвата таких ракет потребует исключительно больших усилий, и следует сравнивать стоимость разработки такой системы с ее потенциальной возможностью сокращения потерь и разрушений. Применение ракет с обычными или даже с химическими боеголовками вряд ли приведет к большим потерям среди соответствующим образом подготовленного населения, если ракеты не используются в очень больших количествах⁵⁶. Как показала война в Персидском заливе, такие меры, как заблаговременное оповещение населения и использование бетонных укрытий, играют важную роль в защите населения⁵⁷. С другой стороны, необходимая проникаемость системы для ракет с ядерным оружием, по-

видимому, недостижима. Даже если у нападающей стороны будет всего лишь несколько ядерных боеголовок, она сможет запустить достаточное количество ракет с обычным и ядерным вооружением для того, чтобы преодолеть оборону.

Таким образом, противоракетная оборона не даст скорого решения проблем развития и потенциального использования ракет Северной Кореей или Ираном. Надо изучить другие решения и исследовать их реализуемость, возможную эффективность и стоимость. Поскольку дипломатический подход к решению этих проблем ограничен, а его результаты неоднозначны, государства должны проявлять осторожность, чтобы упор на противоракетную оборону не отвлек их решения основных вопросов мотивации конфликтных ситуаций.

ПРИЛОЖЕНИЕ А ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТ NKSCUD MOD-A, B И C

У советской ракеты R-17/SS-1c "Scud-B" длина равна 11,25 метра, диаметр равен 0,88 метра, а стартовый вес составляет 6,37 тонны при полезной нагрузке в 985 килограммов⁵⁸. В нее заправляют 4 тонны несимметричного диметилгидразина (НДМГ) в комбинации с ингибированной красной дымящейся азотной кислотой в качестве окислителя⁵⁹; для подачи топлива в двигатели используются топливные насосы. Оптимальное отношение массы окислителя к массе топлива в этом случае равно примерно 3, а отношение объемов - примерно 1,5⁶⁰, а реальные отношения соответственно составляют 3,6 и 1,8⁶¹. В последнем случае объем топлива составит 3,1 кубометра.

Под боеголовкой располагается секция с системой управления и несколькими баллонами со сжатым газом для вытеснения горючего и окислителя из баков. В ракете Scud используется простая система управления с тремя гироскопами и акселерометрами и четыре графитовых руля в сопле двигателя для управления полетом на активном участке.

При четырех тоннах топлива доля горючего (отношение его массы к массе ракеты) составит 0,74. При длительности работы двигателя в 70 секунд и удельном импульсе в 230 секунд сила тяги двигателя будет равна 129 кН⁶². По нашим расчетам, в такой конфигурации при массе полезной нагрузки в 985 килограммов дальность ракеты составит от 290 до 300 километров, что примерно соответствует оценкам дальности ракет Scud-B и NKScud Mod-A. На рис. 1 была показана зависимость дальности от полезной нагрузки для модели такой ракеты с удельными импульсами 230 и 240 секунд.

Оценим массу компонентов ракеты следующим образом. Мы предположим, что стенки корпуса изготовлены из стали толщиной от 2 до 3 миллиметров; при плотности в 7,8 г/см³ масса единицы площади будет составлять 20 кг/м². Площадь внешней поверхности ракеты примерно равна 25 м² и ее масса составит около 500 килограммов. Торцы топливных баков, трубопроводы и конструкция отсека системы управления составят в сумме еще около 125 килограммов. Стабилизаторы представляют собой стальные листы, связанные внутренней конструкцией; кроме того, в их состав входит система управления поворотами. Площадь каждого стабилизатора при-

мерно равна одному квадратному метру, а масса - примерно сорока килограммам. Мы выделяем 100 килограммов на систему управления, 50 килограммов на баллоны со сжатым газом и 200 килограммов на двигатель и топливные насосы. Сравнивая эти оценки с опубликованной массой сухой конструкции в 1385 килограмм, мы получим остаток в 250 килограммов, которые могут приходиться на разные элементы конструкции.

Мы предполагаем здесь, что конфигурация ракеты NKScud Mod-C такая же, как у иракской ракеты "Al-Hussein". Считается, что эта ракета построена на базе советской ракеты Scud-B с удлинением ее топливных баков на 1,25 метра⁶³ и увеличением массы топлива на 25 процентов. Предполагая, как и раньше, что стенки корпуса изготовлены из стали толщиной от двух до трех миллиметров, и что потребуются введение некоторых дополнительных элементов конструкции, такое удлинение может привести к увеличению массы сухой ракеты на 100 килограммов. Масса топлива увеличится до 5000 килограммов, полная масса ракеты будет равна 6500 килограммов и доля топлива увеличится до 0,77. Кривые зависимости дальности от полезной нагрузки для этой модели при удельных импульсах в 230 и 240 секунд показаны на рис. 2.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ РАКЕТЫ

Мы оценим здесь точность ракеты Нодонг, экстраполируя опубликованные данные по ракете Mod-B на большую дальность и на большую скорость входа в атмосферу. При оценках мы предполагаем, что дальность ракеты Нодонг равна 1300 километрам.

Опубликованные данные по круговому вероятному отклонению (КВО) ракеты Mod-B (и советской ракеты Scud-B) при дальности в 300 километров составляет от 450 до 1000 метров. Для наших расчетов мы возьмем среднее значение в 750 метров. КВО связано с дисперсиями точки падения следующим образом:

$$КВО = 0,59(D_R + D_{XR}) \quad (Б-2)$$

где D_R и D_{XR} - средние дисперсии по дальности и в поперечном отношении. Предполагая, что $D_R = D_{XR} = D_B$, получаем, что для ракеты Mod-B $D_B = 640$ метров.

Полная дисперсия ракеты складывается из двух составляющих:

1.) ошибок системы наведения и управления, сопровождающихся разбросом скорости ракеты и ее ориентации в момент отсечки двигателя;

2.) ошибок на участке входа в атмосферу.

Соотношение между этими составляющими в ракете Mod-C неизвестно, и поэтому мы рассмотрим три случая: в первом оба вклада одинаковы, во втором ошибки от входа в атмосферу в три раза больше ошибок управления, и в третьем - ошибки управления в три раза больше ошибок от входа в атмосферу. Предположим также, что ошибки управления и ошибки от входа в атмосферу независимы, так что полная дисперсия равна квадратному корню из суммы квадратов компонент дисперсии:

$$D = \sqrt{(D^{(R)})^2 + (D^{(GC)})^2} \quad (Б-2)$$

где $D^{(R)}$ и $D^{(GC)}$ соответственно равны дисперсиям от входа в атмосферу и от системы управления.

Эти предположения позволяют нам рассчитать $D^{(R)}$ и $D^{(GC)}$ для ракеты Mod-B в каждом из трех случаев. После этого мы по отдельности экстраполируем каждую из составляющих дисперсии до значений, соответствующих ракетам Mod-C или Нодонг, и суммируем результаты для получения оценки нового значения полной дисперсии.

Дисперсия наведения и управления. Мы предположим здесь, что технология систем управления в ракетах Mod-C и Нодонг точно такая же, как в ракете Mod-B. Для экстраполяции ошибок наведения и управления мы рассчитаем чувствительность дальности ракеты к малым изменениям вертикальной и горизонтальной компонент скорости отсечки двигателя. Эти чувствительности (dR/dV_h и dR/dV_v) могут быть рассчитаны из уравнений траектории ракеты⁶⁴. Затем мы используем значения этих чувствительностей в модели ракеты Mod-B для определения неопределенности компонент скоростей отсечки δV_v и δV_h , соответствующим предполагаемому значению дисперсии от ошибок системы управления для ракеты Mod-B:

$$D^{(GC)} = \delta V \sqrt{\left(\frac{dR}{dV_v}\right)^2 + \left(\frac{dR}{dV_h}\right)^2} \quad (Б-3)$$

где мы предполагали, что $\delta V_h = \delta V_v = \delta V$. Считая, что система управления ракет Mod-C и Нодонг будет давать те же значения неопределенности скорости отсечки, мы рассчитаем дисперсии системы управления для этих ракет при помощи уравнения (Б-3) с соответствующими значениями чувствительностей. Поскольку скорость отсечки двигателей ракеты Нодонг существенно больше, чем у ракеты Mod-B, реальное значение δV у ракеты Нодонг может быть заметно больше. С другой стороны, модификация системы управления может привести к уменьшению величины δV . Тем не менее, приведенный здесь метод может дать грубую оценку ошибок системы управления для ракет Mod-C и Нодонг⁶⁵. Значения этих ошибок для всех трех случаев приведены в табл. Б-1.

Дисперсия входа в атмосферу. Разброс траекторий на входе в атмосферу возникает от действия аэродинамических сил на боеголовку и зависит от многих причин, включающих вариации плотности атмосферы и скорости ветра, а также подъемную силу, приводящую к поперечным отклонениям траектории. Для простых ракет, подобных Mod-B или Нодонг, эффекты подъемной силы доминируют. Дисперсия от результирующих поперечных сил не усредняется.

Подъемная сила, действующая на тело, движущееся со скоростью V в атмосфере с плотностью ρ , равна:

$$F_{LIFT} = C_L \rho V^2 / 2 \quad (Б-4)$$

где C_L - коэффициент подъемной силы и A - поперечное сечение боеголовки по отношению к направлению движения. Подъемная сила возрастает при увеличении скорости, в особенности для тел с большим баллистическим коэффициентом β , поскольку их скорость велика даже в нижних слоях атмосферы, где велика плотность ρ . Подъемные силы могут возникать по различным причинам, в частности, от асимметрии тела или от несовпадения направления движения и оси тела (при ненулевом угле атаки). Вообще говоря, на участке входа в атмосферу подъемная сила флуктуирует по величине и направлению; некоторые из этих флуктуирующих величин могут усредняться, в особенности, если боеголовка вращается, но суммарная, неусредняющаяся компонента подъемной силы может привести к непредсказуемому поперечному смещению боеголовки⁶⁶. Мы оценим влияние такой силы двумя способами.

В первом методе предполагается, что величина и направление подъемной силы постоянны вдоль траектории входа в атмосферу⁶⁷. Для выбора величины C_L мы рассчитывали траекторию ракеты Mod-B с постоянно действующей поперечной силой и приравнивали полученное смещение величине $D^{(R)}$ для ракеты Mod-B. Для оценки смещения для другой ракеты мы рассчитывали ее траекторию в присутствии подъемной силы с тем же коэффициентом C_L .

Во втором методе предполагалось, что подъемная сила случайно меняется по величине и направлению на входе в атмосферу, так что результирующая дисперсия равна среднему значению флуктуирующей силы вдоль траектории ракеты. В частности, мы рассчитали траекторию ракеты в присутствии подъемной силы, действующей в плоскости траектории, амплитуда которой умножается на случайное число в интервале от -1 до +1 на каждом шаге численного интегрирования (0,1 секунды). Средняя дисперсия рассчитывалась как среднее по расчету 2000 траекторий. Мы рассчитали траекторию Mod-B в присутствии такой флуктуирующей силы и выбрали величину C_L , приравнявая полученное значение предполагаемой для Mod-B величине $D^{(R)}$. Эта величина использовалась для расчета амплитуды флуктуирующей силы при анализе траекторий ракет Mod-C и Нодонг, и средняя дисперсия так же определялась как среднее из расчета 2000 траекторий.

В большинстве случаев различие между двумя этими методами не превышает нескольких процентов (однако, в отдельных случаях разница может возрасти до 10 - 15 процентов). В таблице Б-1 приводятся значения, равные средней величине по двум методам.

После расчета дисперсий системы управления и входа в атмосферу для ракет Mod-C и Нодонг мы рассчитали полную дисперсию по формуле (Б-2) и КВО по формуле (Б-1) в предположении, что дисперсии в продольном и в поперечном направлениях равны. Рассчитанные значения КВО также приведены в табл. Б-1.

В этих расчетах предполагалось, что баллистический коэффициент Mod-B равен $\beta = 192 \text{ кН/м}^2$. Расчеты проводились для четырех конфигураций ракет: 1.) Ракета Mod-C, остающаяся при входе в атмосферу целой ($\beta = 178 \text{ кН/м}^2$). 2.) Ракета Mod-C, с отделяющейся при входе в атмосферу боеголовкой ($\beta = 55 \text{ кН/м}^2$). Здесь предполагалось, что коэффициент торможения в обоих случаях равен 0,2. 3.) Ракета Нодонг с дальностью 1300 км и $\beta = 36$

Таблица Б-1

Оценка КВО (в метрах) для ракет Mod-C и Нодонг^а

Ракета	D(GC)	D(R)	КВО
Вариант 1: Ошибки управления Mod-B в три раза больше ошибок входа			
Mod-B	600	200	750
Mod-C	820	260	1000
Mod-C	820	720	1300
Нодонг	1430	1210	2200
Нодонг	1430	1000	2100
Вариант 2: Ошибки управления Mod-B равны ошибкам входа			
Mod-B	450	450	750
Mod-C	620	580	1000
Mod-C	620	1590	2000
Нодонг	1100	2840	3600
Нодонг	1100	2350	3100
Вариант 3: Ошибки управления Mod-B в три раза меньше ошибок входа			
Mod-B	200	600	750
Mod-C	270	780	1000
Mod-C	270	2180	2600
Нодонг	480	3900	4600
Нодонг	480	3280	3900

^а В этих таблицах приводятся значения дисперсий системы управления и ошибок входа, а также круговых вероятных отклонений для ракет NKScud Mod-C и Нодонг, рассчитанных в соответствии с текстом. При расчетах предполагалось, что для ракеты NKScud Mod-B КВО равно 750 метрам. Рассматривались три варианта распределения ошибок входа и системы управления для ракеты NKScud Mod-B. Предполагалось, что баллистический коэффициент Mod-B равен $\beta = 192 \text{ кН/м}^2$. Расчеты проводились для четырех конфигураций ракет: 1.) Ракета Mod-C, остающаяся при входе в атмосферу целой ($\beta = 178 \text{ кН/м}^2$). 2.) Ракета Mod-C, с отделяющейся при входе в атмосферу боеголовкой ($\beta = 55 \text{ кН/м}^2$). 3.) Ракета Нодонг с дальностью 1300 км и $\beta = 36 \text{ кН/м}^2$. 4.) Ракета Нодонг с дальностью 1300 км и $\beta = 48 \text{ кН/м}^2$. Значения дисперсий округлялись с точностью до 10 метров, а значения КВО - с точностью до 100 метров. Приведенные значения линейно зависят от предполагаемого значения КВО ракеты Mod-B. Кроме того, предполагается, что ориентация тел при входе в атмосферу параллельна вектору скорости; любое отклонение, дрожание, движение по спирали, или неполное отделение боеголовки от корпуса ракеты приведет к увеличению дисперсии.

кН/м². 4.) Ракета Нодонг с дальностью 1300 км и $\beta = 48 \text{ кН/м}^2$. Мы предполагали (см. Приложение В), что боеголовка ракеты Нодонг отделяется от корпуса ракеты.

Одним способом снижения ошибок на входе в атмосферу является увеличение баллистического коэффициента боеголовки для повышения ее скорости⁶⁸. Значительное повышение скорости боеголовки приведет, однако, к существенному увеличению атмосферного нагрева головной части и, скорее всего, потребует установки абляционного покрытия для повышения устойчивости к нагреву. Мы предполагаем, что в настоящее время боеголовка ракеты Нодонг такого покрытия не имеет. Установка абляционного покрытия сама по себе не является технически сложной. Однако, абляция покрытия должна происходить равномерно и однородно; в противном случае абляция может привести к появлению больших попе-

речных сил, которые нейтрализуют выигрыш от увеличения скорости, а создание такого покрытия является технически сложной проблемой⁶⁹. Таким образом, такие меры не приведут к существенному снижению КВО, достаточному для того, чтобы придать ракете Нодонг с обычной боеголовкой военную значимость.

И, наконец, мы отметим, что приведенные в табл. Б-1 оценки КВО получены в предположении, что ось боеголовки на участке входа в атмосферу остается параллельной ее направлению движения. В этом смысле оценки служат нижним пределом точности. Если ось боеголовки не выравнена по скорости, или боеголовка прецессирует вокруг направления движения, или неотделившиеся обломки корпуса ракеты приводят к появлению больших аэродинамических сил, то результирующая точность будет намного хуже, чем показано в таблице.

ПРИЛОЖЕНИЕ В ОЦЕНКА БАЛЛИСТИЧЕСКОГО КОЭФФИЦИЕНТА И ДЛИНЫ БОЕГОЛОВКИ РАКЕТЫ НОДОНГ

Нагрев входящей в атмосферу боеголовки увеличивается с возрастанием баллистического коэффициента β и скорости V_E . Величина нагрева в ламинарном (Q_L) и в турбулентном (Q_T) режимах соответственно равна⁷⁰:

$$\begin{aligned} Q_L &\propto \beta^{0,5} V_E^2 \\ Q_T &\propto \beta^{0,8} V_E^{2,48} \end{aligned} \quad (B-1)$$

Далее мы будем использовать выражение для Q_T , поскольку в области наибольшего нагрева обтекание почти наверняка будет турбулентным (однако, в интересующей нас области параметров оба выражения приводят к близким результатам).

Мы используем это уравнение для сравнения нагрева боеголовок ракет Нодонг и "Al-Hussein", полагая, что ракета "Al-Hussein" должна выдерживать нагрев при входе в атмосферу с неотделяемой боеголовкой. Считая, что для ракеты "Al-Hussein" $\beta = 178 \text{ кН/м}^2$ и $V_E = 1700 \text{ м/сек}$ ⁷¹, а для ракеты Нодонг $\beta = 36 - 48 \text{ кН/м}^2$ и $V_E = 3100 \text{ м/сек}$, можно оценить, что нагрев ракеты Нодонг будет на 20 - 50 процентов больше. При $\beta = 72 \text{ кН/м}^2$ нагрев ракеты Нодонг будет вдвое больше. Поэтому мы полагаем, что значение баллистического коэффициента ракеты Нодонг должно быть ближе к нижнему пределу.

Как отмечалось в тексте, мы предполагаем, что боеголовка ракеты Нодонг отделяется от корпуса ракеты до входа в нижние слои атмосферы, где происходит основное торможение и нагрев, так что масса тормозящегося тела будет равна одной тонне. При баллистическом коэффициенте от 36 до 48 кН/м^2 и диаметре основания в 1,3 метра значения коэффициента торможения⁷² будут равны от 0,15 до 0,2. Коэффициент торможения связан с геометрической формой тела простыми соотношениями⁷³; в этом случае длина боеголовки будет примерно равна двум метрам.

ПРИЛОЖЕНИЕ Г ОЦЕНКА МАССЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НОДОНГ

Мы используем оценки массы ракеты Mod-B из Приложения А для оценки массы ракеты Нодонг следующим образом. Поскольку масса топлива и аэродинамические силы для ракеты Нодонг больше, мы будем считать, что стенки ее корпуса толще. При толщине стенок в 3 - 4 миллиметра масса квадратного метра стали будет равна 27 кг/м^2 . При длине корпуса в 13,5 метров общая масса боковых стенок, торцов баков, трубопровода и конструкции секции системы управления будет равна примерно 1800 килограммов. Поскольку длина и диаметр ракеты Нодонг примерно в полтора раза больше, чем у ракеты Mod-B, мы будем считать, что размеры стабилизаторов увеличатся на столько же, и их масса составит по 100 килограммов для каждого. Мы выделяем 800 килограммов для четырех двигателей и их арматуры, 100 килограммов на систему управления и 200 килограммов на газовые баллоны. Увеличив массу прочих элементов конструкции до 500 - 700 килограммов, мы получим общую массу сухой ракеты в 3800 -

4000 килограммов. В этом случае доля топлива составит 0,80 - 0,81.

Для оценки выигрыша в массе при использовании алюминия с плотностью 2,7 г/см^3 мы предположим, что из алюминия изготовлены корпус, стабилизаторы и отдельные элементы конструкции. В этом случае толщина стенок будет равна 4 - 5 миллиметрам, масса квадратного метра будет равна 12 килограммам. Общий выигрыш в массе может составлять 1000 - 1200 килограммов. Масса сухой ракеты станет равна 2800 - 3000 килограммов, а доля топлива составит 0,84 - 0,85.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы хотели бы поблагодарить Джо Бермудеца, Боба Дитца, Майка Эллемана, Лизбет Гронлунд, Джорджа Льюиса, Теда Постола, Михаила Тарасенко и Стивена Залого за полезные замечания и обсуждения, а также Лору Лумпе и Тима МакКарти за предоставление новых сведений по программе Северной Кореи. Дэвид Райт получил поддержку от фонда МакАртура через программу исследований по обороне и контролю над вооружениями при Массачусетском технологическом институте. Тимур Кадышев получил поддержку от фонда Плаушер и Союза обеспокоенных ученых.

ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. Мы используем имена советских и китайских ракет в их внутренних и в западных обозначениях.
2. Расчеты на ЭВМ проводились интегрированием уравнения движения ракеты на круглой невращающейся Земле в присутствии атмосферы (при рассматриваемом уровне точности влиянием вращения Земли на дальность ракеты можно пренебречь). Зависимость коэффициента торможения ракеты от скорости аппроксимировалась результатами измерений для ракеты "Фау-2". Некоторые детали можно уточнить в Приложении Б к статье Лизбет Гронлунд и Дэвида Райта "Баллистические ракеты морского базирования с настильными траекториями: техническая оценка и возможности контроля", Наука и всеобщая безопасность, т. 3, вып. 2, стр. 25 (1992).
3. John W. Lewis and Hua Di, "China's Ballistic Missile Programs: Technologies, Strategies, Goals", International Security, v. 17, Fall 1992, p. 32; Joseph Bermudez, Jr., "New Developments in the North Korean Missile Programme", Jane's Soviet Intelligence Review, August 1990, p. 343; Joseph Bermudez, Jr., "Ballistic Ambitions Ascendant", Jane's Defense Weekly, 10 April 1993, p. 20.
4. Для обозначения ракет Северной Кореи и их отличия от советских ракет мы используем обозначение "NKScud". Обозначения "Mod-A, Mod-B, Mod-C" относятся только к ракетам Северной Кореи.
5. В некоторых источниках утверждается, что Северная Корея получила ракеты Scud-B из Советского Союза. Стивен Залого утверждает, что передача ракет была произведена в середине семидесятых годов (S. Zaloga, "Ballistic Missiles in the Third World", International Defense Review", November 1988, p. 1423; см. также Ю.А.

- Коптев, "Как спасти российскую ракетную промышленность", Российские вести (Москва), 17 августа 1993 года, перевод в FBIS-SOV-93-158, 18 August 1993, p.9). Бермудец (ссылка 3, "Ballistic Ambitions Ascendant") сообщает, что эти ракеты были получены из Египта в начале 80-х годов.
6. В этой статье мы придерживаемся обозначений для ракет Северной Кореи, принятых в статье Бермудца (ссылка 3, "Ballistic Ambitions Ascendant"), с заменой Scud на NKScud, для того, чтобы отличить эти ракеты от советских.
 7. См. Бермудец (ссылка 3, "Ballistic Ambitions Ascendant").
 8. В дополнение к этому, Бермудец (ссылка 3, "New Developments") отмечает, что одной из особенностей проекта ракеты DF-61 в середине 70-х годов была прочная оболочка ракеты для защиты ее от повреждений во время транспортировки и обслуживания, поскольку ракета должна была быть мобильной. В этом отчете предполагается, что в Северной Корее и для других мобильных ракет также будет применяться стальная конструкция.
 9. См. Бермудец (ссылка 3, "New Developments").
 10. См., например, George P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements" (fifth edition), New York, John Wiley and Sons, 1986, p. 40.
 11. Duncan Lennox, "Inside the R-17 'Scud B' Missile", Jane's Intelligence Review, July 1991, p. 302; Warren Lenhart and Todd Masse, "Persian Gulf War: Iraqi Scud Ballistic Missile Systems", Congressional Research Service Report 91-173 F, 14 February 1991, p. 6; "Race To Find Iraq's 'Scuds'", Jane's Defence Weekly, 26 January 1991, p. 91; Thomas Cochran et al., "Nuclear Weapons Database Volume IV: Soviet Nuclear Weapons", New York, Ballinger/Harper and Row, 1989, p. 221; см. также Бермудец (ссылка 3, "New Developments").
 12. W. Seth Carus and Joseph S. Bermudez, Jr., "Iraq's al-Husayn Missile Programme", Jane's Soviet Intelligence Review, May 1990, p. 204; Duncan Lennox, "Iraq's 'Scud' Programme", Jane's Defence Weekly, 2 March 1991, p. 301.
 13. Sam Jameson, "North Korea Test Missile Able To Reach Japan", Washington Times, 12 June 1993, p. A13; см. также Бермудец (ссылка 3, "Ballistic Ambitions Ascendant").
 14. Опубликованные комбинации дальности и полезной нагрузки составляют 500 км и 700 кг (Бермудец, ссылка 3, "Ballistic Ambitions Ascendant"); 550 км и 600 кг (Milavnews, March 1991, p. 23); 640 км и 680 кг (Steven Emerson, "The Postwar Scud Boom", Wall Street Journal, 10 July 1991).
 15. Наша оценка КВО для отделяющихся боеголовок хорошо согласуется с оценками для иракской ракеты "Al-Hussein": согласно оценке Исследовательской службы Конгресса США эта величина лежит в пределах от 1 до 1,5 мили (или от 1,6 до 2,4 км), см. ссылку 11 (Lenhart and Masse, "Persian Gulf War", стр. 6), а Jane's Defence Weekly дает величину от 1,6 до 3,2 км (см. ссылку 11, "Race To Find Iraq's 'Scuds'"). Эта оценка согласуется также с данными, представленными в несекретной части доклада сухопутных войск США (Patriot Performance Assessment in Desert Storm Roadmap, 15 July 1992, p. 10), в которой отмечается, что предсказанное положение точки падения боеголовки ракеты "Al-Hussein" менялось на протяжении участка входа в атмосферу на два-три километра.
 16. Длительность работы ракетного двигателя может ограничить возможное увеличение количества ракетного топлива изделия Mod-C. Увеличение количества топлива приводит к возрастанию времени сгорания топлива и к повышению тепловой нагрузки на камеру сгорания, к которой относительно простая система охлаждения ракеты Scud может оказаться непригодной (без дальнейшего усовершенствования). Из конфигурации ракеты "Al-Hussein" можно сделать вывод, что длительность сгорания и, следовательно, количество топлива, не может быть увеличено более, чем на 25 процентов. Сообщают, что в Ираке была разработана ракета "Al-Abbas", в которой количество топлива увеличено на 40 процентов по сравнению с ракетой Scud, а дальность повышена до 900 км при полезной нагрузке в 350 кг (см. ссылку 12, Lennox, "Iraq's 'Scud' Programme"). Тем не менее, эта ракета не использовалась в войне в Персидском заливе в 1991 году, и имеются сведения, что при ее эксплуатации возникали определенные трудности.
 17. В соответствии с рис. 2, уменьшение массы конструкции ракеты Mod-C примерно на 450 кг, которое может быть достигнуто при замене стального корпуса на алюминиевый, приведет при полезной нагрузке к дальности менее 600 км.
 18. Западное название ракеты ("Нодонг" или "Нодонг") связано с названием города, в котором она наблюдалась впервые. Транскрипция названия этого города неоднозначна и поэтому в прессе иногда появляется название "Родонг". В некоторых источниках ее называют как "Нодонг-1". Поскольку эту ракету связывают с ракетой Scud, ее иногда называют Mod-C.
 19. Nan Yong-Chin, "DRPK's Advanced Weapons Analyzed", Nuclear Developments, 31 May 1991, p. 7 (original: Hanguk Ilbo [Seoul], 8 February 1991, p. 8); см. также Бермудец (ссылка 3, "Ballistic Ambitions Ascendant").
 20. "DRPK Reportedly to Build New Scud Missile", Nuclear Developments, 24 June 1991, p. 7 (original: Yonhap [Seoul], 3 June 1991); см. ссылку 15, Emerson, "The Postwar Scud Boom"; Gerald Seib, "Missile Race in Mideast, Along With Nuclear Issue, Raise Concern", Wall Street Journal, 8 June 1992, p. A6. Сообщают, что Ливия платит 7 миллионов долларов за каждую ракету (Bill Gertz, "Libya May Buy North Korean Missiles", Washington Times, 4 June 1991, p. 4).
 21. Reuters wire service, 18 April 1993.
 22. Yonhap (Seoul), 14 July 1993 in FBIS-EAS-93-134, 15 July 1993, p. 18; Jon Wolfsthal, "U.S. Prods Israel to Halt Talks with North Korea on Missile Sales", Arms Control Today, September 1993, p. 24.
 23. David Fulghum, "Mideast Nations Seek to Counter Air Power", Aviation Week and Space Technology, 7 June 1993, p. 77; David Sanger, "Missile is Tested by North Korea", New York Times, 13

- June 1993, p. 7.
24. Jack Anderson and Michael Binstein, "North Korea: Loose Nuclear Cannon", IAEA (International Atomic Energy Agency) Daily Press Review, 31 March 1992, p. 12.
 25. Bill Gertz, "Iran-Bound Mystery Freighter Carried Parts for Missiles", Washington Times, 16 July 1992, p. A3.
 26. C.W. Lim, "North Korean Tells of Nuclear Accident", Washington Times, 25 August 1993, p. A1. В 1990 г. сообщалось, что вблизи демилитаризованной зоны было замечено строительство двух ракетных баз (Bill Gertz, "Libya May Buy North Korean Missiles", Washington Times, 4 June 1991, p. 4). Гуам находится на расстоянии 4000 км от Северной Кореи.
 27. Бермудец (ссылка 3, "Ballistic Ambitions Ascendant") отмечает сообщения о неудачном испытании в 1991 году и успешном испытании (но не на полную дальность) в более позднее время. О других успешных испытаниях до мая 1993 года сообщалось в работах Bill Gertz, "Libya May Buy North Korean Missiles" (ссылка 22); Tong-a-Ilbo (Seoul), 25 August 1991, in FBIS-EA, 26 August 1991; "Defence Ministry Says May Nodong-1 Test Successful" Yonhap (Seoul), 24 June 1993 in FBIS-EAS-93-120, 24 June 1993, p. 19; "North Korea Seen Successful in Test Nodong-1 Missile", Aerospace Daily, 29 June 1993, p. 538. В следующих докладах сообщается о том, что до мая 1993 года испытаний ракет Нодонг не было: Joanna Pitman, "Worried Tokyo May Buy Patriot Defence", Times (London), 12 June 1993; см. также ссылку 23 (Sanger, "Missile is Tested"). Сообщения о взрыве ракеты Нодонг на стартовой площадке в мае 1990 года (Bill Gertz, "General Spotlights North Korean Threat", Washington Times, 15 September 1993, p. A6), несомненно, основаны на данных американских спутников (Bill Gertz, "North Korean Missile Apparently Blows Up", Washington Times, 5 July 1990). Считают, что эти сообщения относятся к новой ракете, которая была прототипом ракеты Нодонг.
 28. Reuters wire service, 11 June 1993; Andrew Kattell, "North Korea Suspends Move to Quit Nuclear Arms Pact", Boston Globe, 12 June 1993, p. 4; см. ссылку 13 (Jameson, "North Korea Test Missile"); Seoul KBS-I Radio, 1 June 1993 in JPRS-TND-93-018, 14 June 1993, p. 3; Yonhap (Seoul), 15 June 1993 in FBIS-EAS-93-113, 15 June 1993, p. 28; "North Korea Seen Successful in Test of Nodong-1 Missile", Aerospace Daily, 29 June 1993, p. 538; Aviation Week and Space Technology, 5 July 1993, p. 17; Yonhap (Seoul), 14 July 1993 in FBIS-EAS-93-134, 15 July 1993, p. 16; см. также ссылку 27 (Gertz, "General Spotlights").
 29. "Japan Says North Korea to Finish Missile Soon", Reuters wire service, 11 November 1993.
 30. "Defence Ministry Says May Nodong-1 Test Successful", Yonhap (Seoul), 24 June 1993 in FBIS-EAS-93-120, 24 June 1993, p. 19; см. также ссылку 23 (Sanger, "Missile is Tested").
 31. "Official Confirms North's Mobile Test Launch", Choson Ilbo (Seoul), 3 December 1993, p. 1 in FBIS-EAS-93-231.
 32. См. ссылку 27 (Gertz, "General Spotlights").
 33. Kyodo (Tokyo), 12 June 1993 in FBIS-EAS-93-112, 14 June 1993, p. 5; UPI wire service, 14 June 1993; Yonhap (Seoul), 15 June 1993 in FBIS-EAS-93-113, 15 June 1993, p. 28.
 34. Оценки дальности основаны на размерах и объеме топливных баков, полученных при изучении изображений ракеты, см. работы: A. Platkovskiy, "North Korea Nuclear Program Viewed", Nuclear Developments, 12 September 1991, p. 24 (оригинал в газете Комсомольская правда, Москва, 24 августа 1991 г.); Kyodo (Tokyo), 20 September 1991 in Proliferation Issues, 29 October 1991, p. 7; Paul Lewis, David Silberberg, "West Worries China Will Sell Missiles", Defence News, 16 March 1992, p. 1; Gerald Seib, "Missile Race in Middle East Countries Despite U.S. Efforts to Stall Buildup", Wall Street Journal, 8 June 1992, p. A6; см. также ссылку 28 (Kattell, "North Korea Suspends Move"); Aviation Week and Space Technology, 5 July 1993, p. 17; Martin Sieff, "Israel to Woo North Korea to Keep Missiles From Iran", Washington Times, 15 June 1993, p. A8.
 35. "DRPK Reportedly Boosts Range of Nodong, Sells to Iran", Yonhap (Seoul), 8 June 1993; in JPRS-TND-93-018, 14 June 1993, p. 27; Yi Chang-sun, "Japan Sense of Terror for Nodong-1", Sinmun (Seoul), 13 June 1993, p. 7 in FBIS-EAS-93-112, 14 June 1993, p. 31; "North Korea Seen Successful", Aerospace Daily (см. ссылку 28).
 36. Поскольку диаметр камеры сгорания и сопла ракеты Scud-B примерно равен 0,4 метра, в отсеке ракеты Нодонг диаметром 1,2 - 1,3 метра вполне возможно разместить связку из четырех таких двигателей (оценки размеров двигателей сделаны по фотографиям, представленным израильским журналистом Реувеном Редадуром на выставке обломков ракеты "Al-Hussein", устроенной израильской армией в Тель-Авиве).
 37. Горючее и окислитель этих ракет хранятся в отдельных одиночных баках; в советской ракете используется один большой турбонасосный агрегат для подачи горючего во все четыре двигателя, а в китайском варианте для каждого двигателя используется отдельный небольшой турбонасос (Хуа Ди, частное сообщение).
 38. Хуа Ди, частное сообщение.
 39. В статье Nan Yong-Chin, "DRPK's Advanced Weapons Analyzed" (см. ссылку 19) приведены значения длины в 15,1 метра и диаметра в 1,3 метра. В этой статье приводится значение дальности в 600 километров, что не согласуется с ее размерами. Автор мог спутать ракету Нодонг с ракетой Mod-C, или указать 600 километров вместо 600 миль. В газете Yonhap (Seoul), 14 July 1993, FBIS-EAS-93-134, 15 July 1993, p. 18 указывается, что длина ракеты составляет 15,8 метра, а диаметр равен 1,2 метра.
 40. Мы предполагаем здесь, что в ракете Нодонг используются те же компоненты топлива в тех же самых пропорциях, что и в ракетах Mod-B и Mod-C.
 41. В некоторых источниках эту ракету называют ракетой Нодонг-2, но чаще это имя предназначается для ракеты с большей дальностью, которая может находиться на стадии разработки (см. ниже). Более последовательно называть эту ракету как Нодонг Mod-B.
 42. Ed Blanche, Associated Press wire service, 22

- October 1993; Reuters wire service, 28 October 1993.
43. Не исключено, что Северная Корея испытает эту ракету с малой полезной нагрузкой, для того, чтобы казалось, что ракета обладает большей дальностью.
 44. John W. Lewis, Hua Di, "China's Ballistic Missile Program" (см. ссылку 3).
 45. John W. Lewis, Hua Di, "China's Ballistic Missile Program" (см. ссылку 3). Китай стал использовать систему наведения со стабилизированной платформой в конце 70-х годов с времени создания ракеты DF-5/CSS4.
 46. Yonhap (Seoul), 14 July 1993, in FBIS-EAS-93-134, 15 July 1993, p. 18.
 47. В газете Chicago Sun Times (20 April 1993, p. 46) сообщается, что Иран прекратил поставку нефти в КНДР в 1992 году, после того, как было обнаружено, что в полученных ракетах Scud (предположительно моделей Mod-B или Mod-C) были найдены дефекты.
 48. Bermudez, "Ballistic Ambitions" (см. ссылку 3); Tony Emerson, "Nuclear Nightmare", Newsweek, 29 November 1993, p. 20.
 50. В этом расчете предполагалось, что первая ступень сделана из стали для того, чтобы прочность первой ступени была достаточна для поддержки второй ступени; доля массы топлива в первой ступени равна 0,80. Во второй ступени доля массы топлива равна 0,77. Если увеличить это значение до 0,80 - 0,81 (например, за счет использования алюминия в конструкции), то дальность увеличится до 1950 - 2050 километров.
 51. Некоторые японские офицеры сомневаются в том, что современные научные и технические возможности Северной Кореи достаточны для создания такой ракеты (см. "North Korean Missile Eyed With Scepticism", Aviation Week and Space Technology, 18 October 1993, p. 101).
 52. После предполагаемого испытания в мае 1993 года Израиль провел три совещания с Северной Кореей для обсуждения предоставления экономической помощи в обмен на обязательство не продавать странам Ближнего Востока эту ракету. Под давлением Соединенных Штатов Израиль приостановил эти переговоры. См. David Hoffman, "Israel Agrees to Suspend Contacts with North Korea", Washington Post, 17 August 1993; Jon Wolfstahl, "U.S. Prods Israel to Halt Talks with North Korea on Missile Sales", Arms Control Today, September 1993, p. 24. Кроме того, Япония стала рассматривать возможность создания или покупки систем противоракетной тактической обороны, см. David Sanger, "New Missile Defense in Japan Under Discussion with U.S.", New York Times, 18 September 1993, p. 1; Barbara Opall, Naooki Usui, "Japan, U.S. Pursue Ballistic Missile Defense", Defense News, 4 October 1993, p. 3.
 53. Philip Finnegan, "Gulf War Exposes Effectiveness of Countermeasures", Defense News, 12 August 1991, p. 1; Theodore Postol, "Lessons of the Gulf War Experience with Patriot", International Security, v. 16 (3), winter 1991/1992, p. 119; George Lewis, Theodore Postol, "Video Evidence of the Effectiveness of Patriot During the Gulf War", Science and Global Security, v. 4 (1), 1993, p. 1.
 54. Изогнутая носовая часть маневрирующей боеголовки MaRV приводит к таким же поперечным ускорениям, которые может испытывать боеголовка ракеты Нодонг (см., например, Matthew Bunn, "The Next Nuclear Offensive", Technology Review, January 1988, p. 28).
 55. Скорость боеголовки Нодонг с баллистическим коэффициентом в $72\ 000\ \text{Н/м}^2$ на высоте 10 - 30 километров должна быть на 30 - 60 процентов больше, чем у ракеты "Al-Hussein", и поэтому поперечные нагрузки будут на 70 - 250 процентов больше.
 56. Steve Fetter, "Ballistic Missiles and Weapons of Mass Destruction", International Security, v. 16, summer 1991, p. 5.
 57. Steve Fetter, George Lewis, Lisbeth Gronlund, "We Were Scud Casualties So Low", Nature, v. 361, 28 January 1993, p. 293.
 58. Duncan Lennox, "Inside the R-17 'Scud-B' Missile", Jane's Intelligence Review, July 1991, p. 302. В этой статье можно найти много подробных фотографий ракеты, которые использовались для определения некоторых ее размеров.
 59. В экспортной версии ракеты Scud-B (или R-17E), в качестве топлива может применяться НДМГ не со смесью азотной кислотой с двуокисью азота, а с N_2O_4 . Плотность N_2O_4 равна $1,44\ \text{г/см}^3$, а оптимальное отношение массы окислителя к массе горючего равно 2,6. Поэтому четыре тонны топлива будут занимать объем в 3,4 кубометра. Применение N_2O_4 позволяет увеличить удельный импульс на несколько процентов. Предположение об использовании N_2O_4 мало повлияет на нашу модель и не изменит наших выводов. В частности, оценка длины ракеты увеличится на 0,5 метра, а масса ракеты возрастет на 60 килограммов.
 60. Смесью азотной кислоты и двуокиси азота типа IRFNA III-A содержит 83,4 процента HNO_3 и 14 процентов NO_2 , а смесь типа IRFNA IV-A HDA содержит 54,3 процента HNO_3 и 44 процента NO_2 . Оптимальные отношения масс окислителя к горючему соответственно равны 3,13 и 2,85. Плотность НДМГ равна $0,789\ \text{г/см}^3$, а плотность смеси IRFNA III-A равна $1,57\ \text{г/см}^3$, см. Dieter K. Huzel, David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Washington, DC, AIAA, 1992, p. 20.
 61. Это отношение согласуется с утверждением Каруса и Бермудеца о том, что баки ракеты "Al-Hussein" были увеличены на 0,45 и 0,85 метра по сравнению с баками ракеты Scud-B (Carus, Bermudez, "Iraq's al-Husayn Missile Programme", см. ссылку 12).
 62. Эти величины связаны следующим выражением $T = g_0 I_{sp} M_p / t_b$, где T - сила тяги в ньютонах, $g_0 = 9,8\ \text{м/сек}^2$, I_{sp} - удельный импульс в секундах, M_p - масса топлива в килограммах, а t_b - длительность работы двигателя в секундах.
 63. Carus, Bermudez, "Iraq's al-Husayn Missile Programme", см. ссылку 12.
 64. См. уравнения D-3 и D-4 в работе Лисбет Гронлунд и Дэвида Райта (см. ссылку 2). Наш подход к этому расчету, в котором используются две компоненты скорости в момент окончания работы двигателя, проще стандартного метода, в котором используются направление и величина

- этой скорости.
65. Мы игнорируем здесь другие составляющие ошибок навигации и управления (например, ошибки в высоте прекращения работы двигателя), которые дают малый вклад в общий результат.
 66. Результирующая подъемная сила может возникнуть и при вращении тела (см., например D.H. Platus, "Dispersion of Spinning Missile due to Lift Non-Averaging", AIAA Journal, v. 12, July 1977, p. 909).
 67. Применение постоянного возмущения, величина которого выбирается так, чтобы получить наблюдаемую дисперсию, является стандартным методом для оценки влияния прочих атмосферных эффектов на разброс траекторий входа в атмосферу (см., например, Doreen D. Daniels, "Ballistic Correlation Altitudes for Reentry Winds and Nonstandard Air Densities", Dahlgren, Virginia, U.S. Naval Weapons Laboratory, April 1965, NTIS, AD-614-710, p. 9).
 68. Разница между КВО для двух вариантов расчета модели Mod-C иллюстрирует это положение. При увеличении скорости входа в атмосферу подъемная сила увеличивается пропорционально квадрату скорости, но в то же время уменьшается время действия этих сил на боеголовку, что приводит к результирующему уменьшению дисперсии. В расчетах двух вариантов предполагается, что величина коэффициента подъемной силы одинакова в обоих случаях; однако, как отмечалось ранее, увеличение баллистического коэффициента может привести к появлению дополнительной подъемной силы.
 69. Обсуждение некоторых из этих вопросов можно найти в работах: D.W. Hall, D.T. Nowlan, "Aerodynamics of Ballistic Reentry Vehicles with Asymmetric Nosetips", Journal of Spacecraft and Rockets, v. 15, January/February 1978, p. 55; W.S. Kobayashi, J.L. Saperstein, "Low-Temperature Ablator Tests for Shape-Stable Nosetip Application on Maneuvering Reentry Vehicles", in "Thermophysics of Atmospheric Entry", New York, AIAA, 1982, p. 48.
 70. J.R. Sellars, "Reentry and Recovery", in H.S. Seifert, K. Brown, "Ballistic Missile and Space Systems", New York, John Wiley and Sons, 1961, p. 452.
 71. Эта величина β велика, поскольку велики веса входящей в атмосферу боеголовки и связанной с ней конструкции ракеты. Предполагается, что коэффициент торможения равен 0,2.
 72. Коэффициент торможения и баллистический коэффициент связаны следующим соотношением $\beta = g_0 m / (C_d A)$, где g_0 - ускорение силы тяжести, m - масса боеголовки, C_d - коэффициент торможения и A - площадь сечения боеголовки, поперечного к направлению движения.
 73. Frank J. Regan, "Re-entry Vehicle Dynamics", New York, AIAA, 1984, p. 230.