

ГИПЕРЗВУКОВОЕ РАКЕТНОЕ ПЛАНИРУЮЩЕЕ ОРУЖИЕ

Джеймс М. Актон

В Соединенных Штатах, России и Китае разрабатываются ракетные гиперзвуковые планирующие летательные аппараты. Разработана простая модель их траектории в предположении, что аппарат не будет колебаться во время перехода к равновесному планированию. Эта модель использовалась для анализа данных Министерства обороны США из испытательных полетов летательного аппарата гиперзвуковой технологии HTV-2. Аэродинамическое качество этого планера – ключевой параметр летных данных – оценивается как 2,6. Модель использовалась также для расчета времени тактического предупреждения, которое атака планирующего аппарата может предоставить противнику. Исследовались и другие аспекты военной эффективности планирующего оружия. Приближенные расчеты позволяют предположить, что по сравнению с существующими не ядерными вооружениями ракетное планирующее оружие может проникать более глубоко, но оно будет менее эффективным для уничтожения шахт. Было также рассчитано расстояние, на котором картечная боеголовка может уничтожить мобильную ракету; ожидается, что оно будет существенно большим, чем у фугасной боеголовки.

Джеймс М. Актон работает по Программе ядерной политики Фонда Карнеги для международного мира, Вашингтон, округ Колумбия, США.

Почтовый адрес для корреспонденций: James M. Acton, Nuclear Policy Program, Carnegie Endowment for International Peace, 1779 Massachusetts Avenue, NW, Washington, DC 200362103, USA.

Адрес электронной почты: jacton@ceip.org

Статья получена 19 сентября 2014 года и принята к публикации 5 марта 2015 года.

ВВЕДЕНИЕ

Через восемьдесят лет после того, как оно было предложено, ракетное планирующее оружие приближается к реализации. Идея применения ракеты для запуска головной части, способной планировать на большие расстояния на гиперзвуковых скоростях (превышающих пятикратную скорость звука) восходит к 1930-м годам, когда она была предложена австрийским авиаинженером Ойгеном Зангером¹. Развитие ракетной техники после второй мировой войны побудило Соединенные Штаты исследовать эту концепцию в конце 1950-х – начале 1960-х годов, достигшую кульминации в кратковременном – но исключительно хорошо финансируемом – проекте разработки пилотируемого межконтинентального планера "Дайна-Соар". Впоследствии, в 1970-х и 1980-х годах, Соединенные Штаты возродили концепцию исследованиями гораздо менее амбициозных маневрирующих головных частей, способных планировать на расстояния в сотни, а не в тысячи, километров².

Современная американская попытка разработки ракетного планирующего оружия относится к 2003 году, когда администрация Джорджа У. Буша инициировала программу, которая стала известной под названием "Неядерного быстрого глобального удара (CPGS)", для разработки быстрого неядерного оружия дальнего действия³. С тех пор Соединенные Штаты испытали два планера: летательный аппарат гиперзвуковой технологии (HTV-2) и "Перспективное гиперзвуковое оружие" (AHW).

Система HTV-2 с проектной дальностью 17 000 км испытывалась в апреле 2010 года и в августе 2011 года. Оба испытания закончились преждевременно и сейчас эта программа практически прекращена. Вместо этого текущие усилия США сосредоточились на программе AHW. Согласно проведенному в 2008 году исследованию Национального исследовательского совета Национальных академий США, дальность системы AHW будет равна примерно 8 000 км, и поэтому она может быть характеризована как не глобальное оружие "Неядерного быстрого глобального удара"⁴. Система AHW была успешно испытана в ноябре 2011 года. Второе испытание в августе 2014 года было неудачным из-за проблем с разгонным блоком⁵.

Недавно стало очевидно, что Соединенные Штаты не являются единственным государством, заинтересованным в ракетном гиперзвуковом вооружении. В январе 2014 года Пекин впервые испытал ракетную пла-

нирующую систему⁶. Второе испытание в августе 2014 года на проектную дальность 1 750 км, по-видимому, закончилось неудачей после неисправности разгонного блока⁷. Имеются некоторые свидетельства того, что, в отличие от Соединенных Штатов, цель Китая состоит в доставке ядерного оружия, хотя общие масштаб и область действия китайской программы остаются совершенно неясными⁸.

Высшие официальные лица России открыто выражали интерес к созданию эквивалента программы "Неядерного быстрого глобального удара", однако никто из них не заявлял однозначно о том, что Россия в настоящее время делает это⁹. Между тем Павел Подвиг, известный эксперт в области российских стратегических сил, представил всесторонние доказательства того, что в России в настоящее время проводится программа летных испытаний гиперзвуковых маневрирующих головных частей¹⁰. Эта работа, продолжающаяся в течение более десяти лет, вероятно, была начата для целей разработки головной части с ядерной боеголовкой, способной проникать сквозь расширенную противоракетную оборону США; однако неясно, будут ли эти разработки применены к созданию ракетной планирующей системы с обычной боеголовкой.

Хотя не гарантировано, что какая-то конкретная концепция ракетного планирующего оружия будет доведена до развертывания, общая тенденция очевидна: налицо возрождение интереса к этой технологии, и, следовательно, значительная вероятность развертывания в ближайшие десять или двадцать лет.

Для того, чтобы помочь понять последствия этой тенденции, в этой статье предпринимаются попытки: (i) разработать простые математические рамки для моделирования ракетного планирующего оружия; (ii) сделать предположения о характеристиках самых современных систем; и (iii) начать исследовать их военную эффективность. В первом разделе ("Возвращение к физике ракетных планеров") представлена минимальная модель ракетного планирующего оружия, то есть, простейшая возможная математическая модель, которая охватывает существенные особенности их поведения. Затем эта модель используется для анализа летных испытаний системы НТВ-2. В статье эта система была подробно исследована (даже несмотря на то, что эта программа была практически прекращена), потому что планер НТВ-2 является единственным, по которому было раскрыто значительное количество технических данных. Более того, кажется, что эта система представляет собой самые передовые границы исследований, и поэтому служит индикатором максимальных возможностей, которые в конце концов могут быть разработаны. Анализ системы НТВ-2 также подчеркивает некоторые из технических проблем, связанных с ракетным планирующим оружием в целом. Последние разделы статьи, доступные в сетевом дополнении, содержат основанные на полученных в анализе НТВ-2 предположениях оценки возможного времени предупреждения атакуемой стороны об атаке ракетных планеров, и оценки способности ракетного планирующего оружия поражать защищенные и глубоко заглобленные цели, а также рассредоточенные мобильные ракеты.

ВОЗВРАЩЕНИЕ К ФИЗИКЕ РАКЕТНЫХ ПЛАНЕРОВ

Общий обзор

На движущийся в атмосфере планер действует подъемная сила L и сила сопротивления D . Поскольку сила сопротивления уменьшает общую энергию планера, которая состоит из кинетической и потенциальной компоненты, планер теряет и скорость, и высоту. Расстояние, на котором планер может оставаться в воздухе, зависит от отношения L/D , то есть от аэродинамического качества планера. Типичные значения L/D зависят от скорости планирования v , которую удобно выражать в терминах числа Маха M , определяемого как отношение скорости летательного аппарата к скорости звука¹¹.

Аэродинамическое качество дозвуковых самолетов, для которых $M < 1$, обычно имеют аэродинамическое качество от 14 до 17¹². На типичных высотах крейсерского полета их энергия (в основном являющаяся потенциальной энергией) достаточна для планирования на расстояния не более нескольких сотен километров. Напротив, когда $v^2 \gg 2gh$, где g – ускорение силы тяжести и h – высота, в энергии планера доминирует кинетическая компонента, намного большая, чем у дозвукового планера, что позволяет планировать намного дальше. Как показано в Приложении А (доступном в сетевом дополнении) в этом режиме, который обычно наблюдается при $M \geq 5$ (в зависимости от высоты) дальность полета планера l_{guide} определяется выражением:

$$l_{guide} = \frac{r_e}{2} \frac{L}{D} \ln \left(\frac{1}{1 - (v_i/v_e)^2} \right) \quad (1)$$

где v_i – начальная скорость планера, r_e – радиус Земли и $v_e = (gr_e)^{1/2}$ – скорость спутника на низкой околоземной орбите.

Влияние кинетической энергии планера на дальность, однако, частично уменьшается за счет уменьшения его аэродинамического качества. А именно, широко используемое соотношение, связывающее аэродинамическое качество оптимально сконструированного планера L/D_{\max} со скоростью, имеет вид¹³:

$$L / D_{\max} = 4 + \frac{12}{M} \quad (2)$$

Это соотношение справедливо в сверхзвуковом режиме, где $1 \leq M < 5$, и в гиперзвуковом режиме, где $M \geq 5$. Эта формула определена эмпирически и не является фундаментальным законом; планеры с аэродинамическим качеством, несколько большим L/D_{\max} , были подтверждены в экспериментах и в компьютерном моделировании. Тем не менее, это соотношение помогает определить масштаб проблемы и указывает на то, что на очень больших скоростях аэродинамическое качество планера вряд ли будет намного большим 4.

Поскольку аэродинамическое качество гиперзвуковых планеров является относительно небольшим, их следует ускорять до очень высоких начальных скоростей – заметной доли v_e – для того, чтобы они оставались в полете на протяжении тысяч километров¹⁴. Гиперзвуковой аэродинамический режим изначально сложен и не так хорошо понят, как дозвуковой и сверхзвуковой режимы. Огромные потоки тепла должны быть рассеяны таким образом, чтобы они не повредили защитный кожух планера. Кроме того, сильное торможение и образование плазмы могут помешать приему сигналов системы GPS, которые использовались прототипами ракетных планеров США, и которые почти определенно будут использоваться любым развертываемым ракетным планирующим оружием, что таким образом усложнит точную навигацию (хотя образование плазмы создает гораздо большие проблемы с наведением головных частей баллистических ракет на конечном участке, чем с планерами)¹⁵. В настоящее время основные усилия разработки ракетного планирующего оружия в основном направлены на решение этих проблем.

Стандартная траектория внеатмосферного планирования, использованная в системе HTV-2, для примера показана на рисунке 1. Планер ускоряется большой ракетой, запускаемой по настильной траектории. В летных испытаниях США использовали снятые с вооружения модифицированные межконтинентальные баллистические ракеты и баллистические ракеты морского базирования. Между окончанием начального участка в момент времени t_1 и началом входа в атмосферу в момент времени t_2 планер отделяется от ракеты-носителя. В момент времени t_3 , сразу же после входа в атмосферу, планер выполняет маневр "кабрирования" для перехода в режим стабильного "равновесного" планирования, в котором планер поддерживает почти постоянную высоту полета, и который начинается в момент времени t_4 .

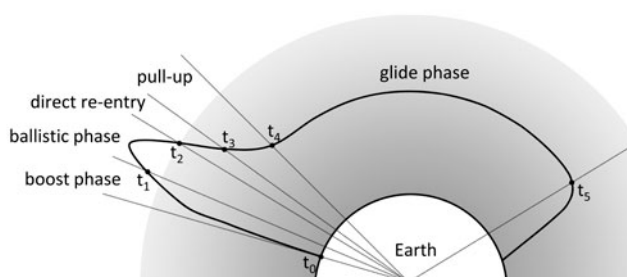


Рисунок 1. Схема различных участков траектории внеатмосферного ракетного планирующего оружия. Отметим t_n указывают время окончания каждого участка. Для ясности радиальные расстояния увеличены по сравнению с тангенциальными расстояниями, так что может показаться, что траектория ракеты-носителя навесная, хотя на самом деле она настильная. Надписи на рисунке (по часовой стрелке из левого нижнего угла): 1 – активный участок; 2 – баллистический участок; 3 – прямой вход в атмосферу; 4 – кабрирование; 5 – участок планирования; 6 – Земля.

В качестве альтернативы, можно запустить планер на такую низкую пологую траекторию, которая никогда не будет покидать атмосферу. По-видимому, такая стратегия была принята в проекте AHW, который Национальный исследовательский комитет описывает как "внутриатмосферный"¹⁶. Теоретически, если внутриатмосферная ракета-носитель способна поддерживать горизонтальный полет на правильной высоте, она сможет непосредственно вывести головную часть в режим равновесного планирования без участка кабрирования. Однако, вряд ли так будет на самом деле, хотя испытательный полет системы AHW включал такой вид прямого выведения¹⁷. Так что на практике траектории HTV-2 и AHW, вероятно, после начала кабрирования

довольно похожи.

В любом случае, ключевой аспект корректного моделирования внеатмосферной траектории состоит в том, чтобы понять, каким образом планер может избежать отскока при входе в атмосферу. В самом деле, поскольку плотность атмосферы быстро увеличивается с уменьшением высоты, подъемная сила, действующая на входящую в атмосферу под малым углом головную часть, может увеличиваться достаточно быстро для того, чтобы отбросить ее в космическое пространство¹⁸. В этом случае головная часть будет рикошетирировать от атмосферы по так называемой фугоидной траектории. Теория рикошетирующих планеров была подробно исследована. Тем не менее, представляется, что в настоящее время в программе CPGS они не рассматриваются. Вероятно, что Министерство обороны США решило сконцентрироваться на режиме равновесного планирования, поскольку в этом режиме уменьшается максимальная скорость нагрева и максимальные механические напряжения в головной части¹⁹.

Одним из возможных способов предотвращения рикошета планера во время входа в атмосферу является его поворот таким способом, чтобы подъемная сила была минимальной. Действительно, схема плана полета, раскрытая Управлением перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) явно показывает, что планер входит в атмосферу так, что его плоская нижняя поверхность примерно перпендикулярна направлению движения, то есть в конфигурации с малой подъемной силой и большой силой сопротивления, позволяющей предотвратить рикошет²⁰. Та же самая схема показывает, что затем планер НТВ-2 поворачивается таким образом, чтобы его ось и вектор скорости выровнялись; такая конфигурация с малой силой сопротивления и большой подъемной силой лучше подходит для планирования.

Если такой поворот произойдет быстро, то планер не перейдет плавно в равновесный режим, а будет следовать по траектории с быстрыми колебаниями²¹. Такие колебания происходят, так же как в случае рикошетирующего планера, из-за быстрого увеличения плотности атмосферы, вызывающего подъемную силу, заставляющую планер проскакивать через его равновесное положение. Хотя такие колебания в конце концов затухнут, представляется вероятным, что конструкторы практического ракетного планирующего летательного аппарата захотят демпфировать их так быстро, как это возможно (в конце концов, если они конструируют летательный аппарат для равновесного планирования, то они будут избегать именно такого типа переходного поведения). В самом деле, схема DARPA показывает, что планер во время кабрирования качнулся только один раз. Одним из потенциальных методов демпфирования колебаний является медленный поворот планера, при котором подъемная сила увеличивается постепенно.

В остальной части этого раздела разрабатывается минимальная модель траектории. При реализации этого подхода предполагалось, что во время кабрирования на траектории не возникает никаких осцилляций. В результате получилась относительно простая модель, которая аналитически трактуется (в основном), и, следовательно, просто поддается исследованию. Конечно, такая модель не может конкурировать по точности с более сложными моделями, которые следует решать численными методами. Тем не менее, можно надеяться, что разъяснение базовых проектных соображений для системы НТВ-2 в этой статье поможет усилиям других неправительственных исследователей в разработке более сложных и точных моделей.

Математический формализм

Двумерная траектория головной части с массой m в любой точке характеризуется ее скоростью v и углом θ между вектором скорости и местной горизонталью (смотрите рисунок 2). По определению $\theta > 0$, когда вектор скорости расположен под горизонталью (то есть, когда головная часть движется вниз). В дополнение к силе тяжести, на головную часть действуют две силы взаимодействия с атмосферой: сила сопротивления $D = C_D A \rho v^2 / 2$, которая направлена противоположно скорости, и подъемная сила $L = C_L A \rho v^2 / 2$, которая действует в направлении, перпендикулярном скорости, где C_D и C_L – коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы, A – площадь поперечного лобового сечения головной части, и ρ – плотность атмосферы. C_D , C_L , и A зависят от угла атаки планера, то есть угла между продольной осью головной части и вектором скорости.

При разработке простой математической модели планер трактовался как точечная частица (что, между прочим, включает предположение о совпадении его центра масс с центром давления) с баллистическим коэффициентом $\beta = m/C_D A$ и аэродинамическим качеством L/D . Обе эти величины могут меняться вдоль траектории по мере изменения угла атаки. В предположении того, что Земля является идеально сферическим не вращающимся телом, соответствующие уравнения движения таковы²²:

$$-\frac{dv}{dt} = -g \sin \theta + \frac{\rho}{2\beta} v^2 \quad (3)$$

$$v \cos \theta \frac{d\theta}{dt} = g - \frac{v^2}{r} - \frac{\rho}{2\beta \cos \theta} \frac{L}{D} v^2 \quad (4)$$

где t – время и r – расстояние от центра Земли. Поскольку любые изменения r очень малы по сравнению с $r_e = 6400$ км, обычно полагают считать $r = r_e$ and $g = 9,8$ м/с² константами.

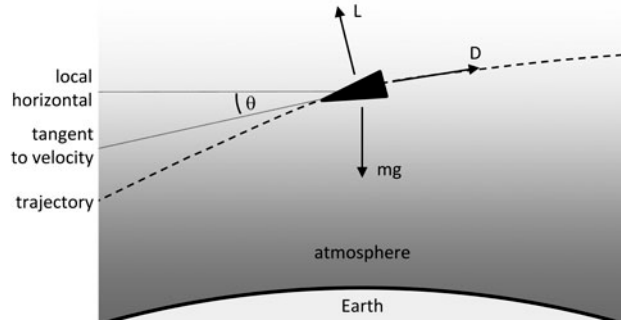


Рисунок 2. Схема, показывающая силы, действующие на движущуюся в атмосфере головную часть. Отметим, что угол θ между вектором скорости летательного аппарата и местной горизонталью положителен, когда летательный аппарат движется вниз. Надписи на рисунке (сверху вниз): 1 – местная горизонталь; 2 – касательная к скорости; 3 – траектория; 4 – атмосфера; 5 – Земля.

Интерес представляют также пройденное головной частью расстояние x , и ее высота над поверхностью Земли h . Первое связано с v и θ выражением:

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta \quad (5)$$

а уравнение для второй имеет вид:

$$\frac{dh}{dt} = -v \sin \theta \quad (6)$$

Для того, чтобы решить эти уравнения, необходимо включить в модель изменение плотности атмосферы с высотой. Соотношение между плотностью и высотой удобно выразить в виде:

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H}\right) \quad (7)$$

где $\rho_0 = 1,23$ кг/м³ – плотность атмосферы на уровне моря и H – так называемая шкала высот атмосферы, которая зависит от h . Однако, для того, чтобы получить аналитические выражения, необходимо считать шкалу высот H константой (что физически эквивалентно предположению об изотермической атмосфере). Для 30 км $< h < 100$ км, что соответствует высотам полета ракетных планирующих аппаратов, наилучшее соответствие данным о стандартной атмосфере США 1976 года²³ достигается при $\rho_0 = 1,46$ кг/м³ и $H = 6970$ м. Используя это предположение, можно получить приближенное аналитическое решение уравнений (3) и (4), разбив траекторию на последовательность участков, как это показано на рисунке 1. Переменные t , θ , v , x , и h в конце участка n соответственно равны t_n , θ_n , v_n , x_n , и h_n . Участки являются следующими:

Участок 1: Активный участок.

Ракета стартует со следующими начальными условиями: $t_0 = 0$, $x_0 = 0$, $h_0 = 0$, $\theta_0 = -90^\circ$ and $v_0 = 0$. В конце этого участка происходит отсечка двигателя.

Участок 2: Внеатмосферный участок.

На этом участке взаимодействием головной части с атмосферой можно пренебречь. Траектория на этом

участке является баллистической, если только головная часть не оснащена двигателями, которые позволяют ей быстрее войти в атмосферу.

Участок 3: Прямой вход в атмосферу.

Когда головная часть спускается до высоты h_2 , то взаимодействие с атмосферой становится существенным и головная часть начинает быстро замедляться. Предполагается, что на этом участке головная часть движется с большим углом атаки, то есть с атмосферой взаимодействует ее плоская нижняя часть, что приводит к большой силе сопротивления и малой подъемной силе. На этом участке баллистический коэффициент считается постоянным и равным β_s (где подстрочный индекс подразумевает малое значение β), а аэродинамическое качество принимается равным нулю. Численное моделирование такого "прямого входа в атмосферу" показывает, что при $\theta_2 > 5^\circ$ с хорошей точностью можно считать θ постоянным²⁴. Если предположить также, что можно пренебречь силой тяжести по сравнению с силой сопротивления, то можно будет получить стандартные аналитические решения. Эти решения приводятся ниже, а их вывод кратко объясняется в Приложении А.

На этом участке зависимость v от h определяется выражением:

$$v = v_2 e^{\delta} \exp\left(-\frac{H \rho_0}{2\beta_s \sin \theta_2} e^{-h/H}\right)$$

где

$$\delta = -\frac{H \rho_0}{2\beta_s \sin \theta_2} e^{-h_2/H}$$

Угол θ от скорости v не зависит:

$$\theta = \theta_2$$

Время t связано с высотой h соотношением:

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

а высота h линейно зависит от расстояния x :

$$h - h_2 = (x - x_2) \tan \theta_2$$

Участок 4: Кабрирование.

На этом участке предполагается, что головная часть постепенно поворачивается в положение с большой подъемной силой и малой силой сопротивления, при этом угол θ уменьшается. Для целей моделирования предполагается, что на этом участке не происходит никаких колебаний. Приближенные решения, полученные в следующем разделе, таковы:

Зависимость h от v определяется выражением:

$$h_3 - h = R \frac{L}{D} \left[\theta_2 \left(\frac{v_3 - v}{v_3} \right) - \frac{1}{2} \frac{L}{D} \left(1 + \frac{R}{r_e} - \frac{gR}{v_3^2} \right) \left(\frac{v_3 - v}{v_3} \right)^2 \right]$$

где

$$R = \frac{2\beta_L}{\rho(h_4)} \frac{D}{L}$$

Угол θ зависит от скорости v следующим образом:

$$\theta - \theta_2 = \frac{L}{D} \left(1 + \frac{R}{r_e} - \frac{gR}{v_3^2} \right) \left(\frac{v_3 - v}{v_3} \right)$$

Скорость v связана с временем t соотношением:

$$v = v_3 \left(1 - \frac{D v_3 (t - t_3)}{L R} \right)$$

а расстояние x связано с временем t выражением:

$$x - x_3 = v_3 \left[(t - t_3) - \frac{D v_3 (t - t_3)^2}{2R} \right]$$

Участок 5: Равновесное планирование.

Когда угол $\theta \approx 0$, устанавливается режим равновесного планирования. На этом участке баллистический коэффициент обозначается через β_L (где подстрочный индекс подразумевает большое значение β), а аэродинамическое качество равно L/D . Предполагается, что во время планирования и β_L , и L/D постоянны. В конце этого участка, когда планер пройдет расстояние x_5 и приблизится к цели, он включит свои двигатели, выйдет из режима планирования и поразит цель. Если предположить, что $\theta \ll 1$ рад, $d\theta/dt \approx 0$, и $g \sin\theta \ll dv/dt$, то можно будет получить стандартные аналитические решения. Эти решения приводятся ниже, а их вывод кратко объясняется в Приложении А.

Зависимость h от v определяется выражением:

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

Угол θ зависит от скорости v следующим образом:

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

Скорость v связана с временем t соотношением:

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

где

$$\Gamma_4 = \frac{1 - v_4/v_e}{1 + v_4/v_e}$$

а расстояние x связано с временем t выражением:

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

Участок кабрирования

В момент времени t_3 головная часть начинает выполнять маневр кабрирования для того, чтобы осуществить переход от прямого входа в атмосферу с $\theta = \theta_2$ к равновесному планированию, где $\theta \approx 0$. Участок кабрирования представляет такую фазу движения, которая меньше всего поддается аналитической трактовке, и на этот режим, в отличие от режимов равновесного планирования и прямого входа в атмосферу, в открытой ли-

температуре обращалось сравнительно мало внимания. Тем не менее, если цель заключается в анализе эмпирических данных, необходимо моделировать и участок кабрирования. К счастью, поскольку участок кабрирования представляет сравнительно малую часть от всей траектории, и изменение скорости во время кабрирования относительно невелико, то даже довольно грубая модель будет адекватна для поставленных целей (иначе говоря, сомнительно, что анализ режима кабрирования выиграет от численного моделирования).

С математической точки зрения, колебания, которые обычно сопровождают переход к равновесному планированию, возбуждаются третьим членом в правой стороне уравнения (4). Здесь предполагается, что для демпфирования колебаний в режиме кабрирования планер постепенно поворачивается. Если это вращение, которое увеличивает баллистический коэффициент с β_S до β_L , может быть организовано таким образом, что отношение ρ/β остается постоянным, то тогда уменьшение сопротивления в точности скомпенсирует быстрое увеличение плотности. Поскольку оценка β_L , полученная в следующем разделе, является более надежной, чем оценка β_S , при построении математической модели режима кабрирования ρ/β полагается равным $\rho(h_4)/\beta_L$. Однако, из предположения постоянства ρ/β очевидно следует, что

$$\frac{\rho(h_3)}{\beta_S} = \frac{\rho(h_4)}{\beta_L} \quad (8)$$

Даже если ρ/β остается постоянным, колебания могут все-таки появиться, поскольку вращение приводит также к увеличению аэродинамического качества планера. В отсутствие подробной информации о конструкции планера невозможно определить, как в режиме кабрирования изменяется его аэродинамическое качество. Более того, если аэродинамическое качество не будет постоянным, то уравнения движения не могут быть решены аналитически. Следовательно, для того, чтобы получить траекторию без осцилляций, аэродинамическое качество в режиме кабрирования просто принималось равным L/D . Если дополнительно предположить, что на участке кабрирования $\theta \ll 1$ рад и сила притяжения мала по сравнению с силой сопротивления, то уравнения (3) и (4) принимают вид:

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{\rho(h_4)}{2\beta_L} v^2 \quad (9)$$

и

$$v \frac{d\theta}{dt} = g - \frac{v^2}{r_e} - \frac{\rho(h_4)}{2\beta_L} \frac{L}{D} v^2 \quad (10)$$

Специальный случай: решение при высоких скоростях.

При поиске приближенных решений этих уравнений полезно сначала рассмотреть сценарий, в котором кабрирование производится на скоростях, сравнимых с v_e . В этом случае два первых члена в правой части уравнения (10) взаимно уничтожаются. Затем, разделив уравнение (9) на уравнение (10), и заметив, что $\theta_3 = \theta_2$ (потому что предполагается, что угол θ на участке прямого входа в атмосферу остается постоянным), просто показать, что:

$$v = v_3 \exp\left(-\frac{D}{L}(\theta_2 - \theta)\right)$$

Поскольку базовые уравнения движения (9) и (10) справедливы только тогда, когда θ_2 и θ малы, то их разность $\theta_2 - \theta$ также должна быть мала. В этом случае уравнение (11) эквивалентно

$$\frac{v}{v_3} = 1 - \frac{D}{L}(\theta_2 - \theta) \quad (12)$$

Уравнение (11) было представлено в исследовании программы CPGS Национальным исследовательским комитетом в предположении, что траектория планера на участке кабрирования представляет собой дугу окружности²⁵. Представленный здесь подход позволяет просто доказать это предположение (так же, как и понять, что оно справедливо только тогда, когда кабрирование проводится на скоростях, близких к v_e). Конечно, теперь удобно определить новую шкалу длины R , такую, что

$$R = \frac{2\beta_L D}{\rho(h_4) L} \quad (13)$$

Используя это определение, уравнение (13) можно переписать в виде

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{v}{R} \quad (14)$$

Учитывая, что $d\theta/dt < 0$, этот результат показывает, что при кабрировании на высоких скоростях планер действительно движется по дуге радиуса R .

Зависимость θ от t можно определить, комбинируя уравнения (12) и (14) и снова используя приближение малых углов для того, чтобы получить:

$$\theta = \theta_2 - \frac{v_3(t-t_3)}{R} \quad (15)$$

В той же самой схеме аппроксимации из уравнения (9) следует, что

$$v = v_3 \left(1 - \frac{D v_3(t-t_3)}{L R} \right) \quad (16)$$

Этот результат и уравнение (5) позволяют определить расстояние, пройденное планером вдоль траектории участка кабрирования:

$$x - x_3 = v_3 \left[(t-t_3) - \frac{D v_3(t-t_3)^2}{2R} \right] \quad (17)$$

Наконец, поскольку траектория головной части при больших скоростях является дугой окружности, изменение высоты траектории дается выражением $h_3 - h = R(\cos \theta - \cos \theta_2)$. При использовании приближения малых углов и уравнения (12) это выражение превращается в

$$h_3 - h = R \frac{L}{D} \left[\theta_2 \left(\frac{v_3 - v}{v_3} \right) - \frac{1}{2} \frac{L}{D} \left(\frac{v_3 - v}{v_3} \right)^2 \right]$$

Общее решение.

Когда на участке кабрирования скорость существенно отличается от v_e , уравнения (12), (15) и (18) перестают быть справедливыми, хотя уравнения (16) и (17) остаются верными при любой скорости. Однако, можно получить более общее аналитическое решение, которое остается верным при любой скорости. А именно, зависимость θ от v может быть найдена делением уравнения (9) на уравнение (10) для того, чтобы получить дифференциальное уравнение с решением

$$\theta_2 - \theta = \frac{L}{D} \left[\frac{gR}{2} \left(\frac{1}{v_3^2} - \frac{1}{v^2} \right) + \left(\frac{R}{r_e} + 1 \right) \ln \left(\frac{v_3}{v} \right) \right] \quad (19)$$

Поскольку этот результат справедлив только тогда, когда разность $\theta_2 - \theta$ мала, то относительное изменение скорости на участке кабрирования также должно быть малым. В этом случае уравнения (19) по малому параметру $(v_3 - v)/v_3$ дает

$$\theta_2 - \theta = \frac{L}{D} \left(1 + \frac{R}{r_e} - \frac{gR}{v_3^2} \right) \frac{v_3 - v}{v_3} \quad (20)$$

Полезная проверка алгебры состоит в том, что пределе высокой скорости, когда на участке кабрирования скорость v будет близка к v_e , уравнение (6) становится идентичным уравнению (12).

Изменение высоты на участке кабрирования может быть найдено подстановкой уравнения (20) в уравнение (6), применением приближения малых углов, интегрированием и линеаризацией:

$$h_3 - h = R \frac{L}{D} \left[\theta_2 \left(\frac{v_3 - v}{v_3} \right) - \frac{1}{2} \frac{L}{D} \left(1 + \frac{R}{r_e} - \frac{gR}{v_3^2} \right) \left(\frac{v_3 - v}{v_3} \right)^2 \right] \quad (21)$$

И снова тот факт, что в пределе высокой скорости этот результат становится эквивалентным уравнению (18), придает уверенность в выводе уравнений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ ПОЛЕТОВ НТВ-2

Программа испытательных полетов НТВ-2 предоставляет возможность применить предложенную модель. В частности, здесь имеется немало количественных данных для оценки определенных свойств планера, включая, что наиболее важно, его аэродинамическое качество. Более того, из-за того, что для оценки параметров модели достаточно использовать не все доступные данные, то достоверность модели можно будет проверить сравнением расчетных характеристик с оставшимися данными.

Когда начиналась программа испытаний НТВ-2, были запланированы полеты по двум различным траекториям, обозначенными как "А" и "В"²⁶. Каждый маршрут начинался на авиабазе Ванденберг в Калифорнии; планируемая точка падения располагалась в юго-западном направлении на расстоянии 7 800 км в Тихом океане вблизи острова Иллегинни, входящего в состав атолла Кваджелейн в Республике Маршалловых островов. Маршрут "А" более или менее соответствовал прямой линии, соединяющей площадку запуска и точку падения. Маршрут "В", который предназначался для испытаний маневренности планера на среднем участке, предусматривал первоначальное движение планера в западном направлении перед поворотом для подхода к цели с севера.

Первый испытательный полет, который проводился по маршруту "А" 22 апреля 2010 года, был преждевременно прекращен после того, как планер начал неконтролируемо вращаться. В результате маршрут "А" был использован также и во втором испытательном полете 11 августа 2011 года. И снова этот испытательный полет был прекращен преждевременно из-за того, что теплозащитная оболочка планера была повреждена при нагреве²⁷. После этого испытательные полеты НТВ-2 больше не проводились, так что маршрут "В" никогда не был использован.

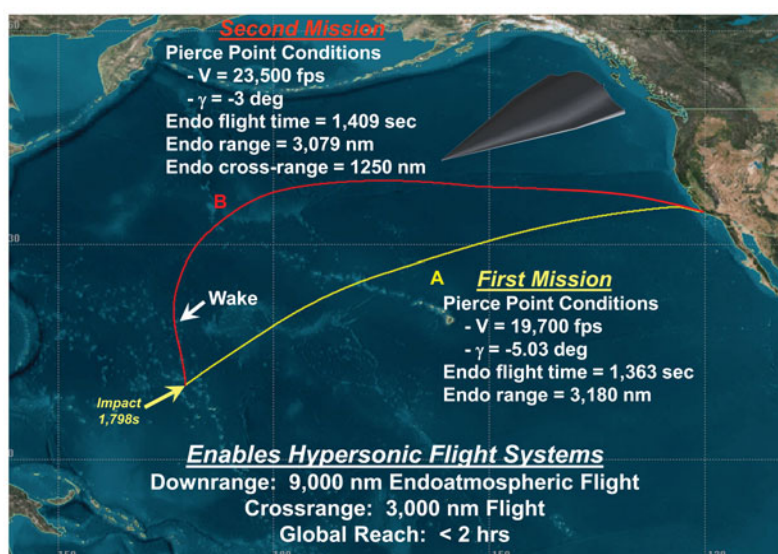
Количественная информация об испытательных полетах была получена из пяти источников:

- Оценка воздействия испытательных полетов летательного аппарата гиперзвуковой технологии (НТВ-2) на окружающую среду, который был подготовлен Центром космических и ракетных систем и был опубликован в 2009 году. В нем приводится интервал высот, в котором планер НТВ-2 начинает планирование (h_4), и, что более важно, высоту, на которой он должен закончить планирование для подхода к цели (h_5)²⁸.
- Презентация, представленная сотрудником Управления перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) в Национальном аэрокосмическом институте 17 июня 2009 года, содержит подробную карту траекторий "А" и "В", на которой отмечены различные параметры, включая полное время полета в атмосфере ($t_5 - t_2$), и скорость (v_2) и угол входа (θ_2) в "точке прокола" (точке, в которой головная часть входит в атмосферу)²⁹. На карте показана также длина поперечного участка, который планер должен был пролететь по маршруту "В". Эта карта воспроизведена здесь на рисунке 3.
- В апреле 2010 года на сайте журнала "Aviation Week" была опубликована вторая карта, аналогичная представленной на рисунке 3, которая, как сообщалось, была включена в презентацию одного из руководящих работников Управления перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) в декабре 2009 года³⁰. На этой карте стрелки на траекториях "А" и "В" указывают моменты времени после запуска, в которые головная часть входит в атмосферу (t_2) и начинает планировать (t_4). Расположение стрелок позволяет также оценить расстояния, пройденные между входом в атмосферу и концом участка кабрирования ($x_4 - x_2$) и между входом в атмосферу и концом участка планирования ($x_5 - x_2$), хотя ошибки таких оценок будут велики из-за того, что положения стрелок, по-видимому, являются приблизительными.
- Согласно сайту Управления перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA), во время испытания 2010 года было собрано "139 секунд аэродинамических данных с числами Маха от $M = 22$ до $M = 17$ "³¹. Из этого заявления следует, что в момент времени $t_1 = t_2 + 139$ с скорость летательного аппарата v_1 была равна $17v_s(h_1)$, где $v_s(h)$ – скорость звука на высоте h , и h_1 – высота полета при $t = t_1$.
- В Уведомлениях морякам, предоставляемым перед каждым испытанием, приводятся координаты полей падения каждой из ступеней ракеты-носителя³². Как указано далее в сопровождающей статье Дэвида Райта в этом выпуске, эти данные согласуются с тем, что вход в атмосферу происходит на высоте $h_2 =$

100 км, что является обычным определением высоты "точки прокола". Даже при таких условиях неопределенность в h_2 следует считать существенной.



HTV-2 Focus Long Duration Flight Tests in 2009



Cleared for Public Release DISTAR Case 12541

Integrity - Service - Excellence

20

Рисунок 3. Карта из презентации, представленная сотрудником Управления перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) в июне 2009 года, показывающая маршруты планируемых испытательных полетов HTV-2, вместе с некоторыми данными об этих полетах. Отметим, что использованные на рисунке обозначения γ и $-V$, соответственно эквивалентны используемым в данной статье обозначениям θ и v . Надписи на рисунке (сверху вниз): 1 – HTV-2 в фокусе; 2 – длительные испытательные полеты в 2009 году; 3 – второй полет; 4 – условия в точке входа в атмосферу: $-V = 23\,500$ фут/с = $7\,144$ м/с, $\gamma = -3$ градуса; 5 – длительность полета в атмосфере = $1\,409$ с; 6 – дальность полета в атмосфере = $3\,079$ морских миль = $5\,702$ км; 7 – поперечное отклонение в атмосфере = $1\,250$ морских миль = $2\,315$ км; 8 – первый полет; 9 – условия в точке входа в атмосферу: $-V = 19\,700$ фут/с = $5\,989$ м/с, $\gamma = -5,03$ градуса; 10 – длительность полета в атмосфере = $1\,363$ с; 11 – дальность полета в атмосфере = $3\,180$ морских миль = $5\,889$ км; 12 – остров Уэйк; 13 – падение через $1\,798$ с; 14 – открывает возможность для гиперзвуковых летных систем; 15 – дальность полета в атмосфере: $9\,000$ морских миль = $16\,668$ км; 16 – поперечное отклонение в полете: $3\,000$ морских миль = $5\,556$ км; 17 – глобальное реагирование: менее 2 часов.

Полет по маршруту "А"

Все доступные данные о полете по маршруту "А" приведены в таблице 1. Подогнав эти данные к ранее представленной модели, можно оценить аэродинамическое качество и другие характеристики планера HTV-2.

Подробности процесса подгонки, который включает решение системы обычных нелинейных дифференциальных уравнений рассмотрены в Приложении Б (доступном в сетевом дополнении). На основании количества неизвестных величин в подгонке модели можно не использовать две характеристики из набора данных таблицы 1. Поскольку для h_4 доступен лишь широкий диапазон, эта величина в подгонке не использовалась. Аналогично не использовался параметр $x_4 - x_2$, поскольку связанная с этой величиной относительная неопределенность особенно велика. Для повышения устойчивости расчетов в процессе подгонки четыре параметра L/D , β_s , β_L , и R трактовались как независимые переменные (следствия такого предположения будут рассмотрены ниже).

Выбранные результаты процесса подгонки – оценки для L/D , β_s , β_L , и R – показаны в таблице 2. В процессе подгонки также были получены оценки t_3 , h_3 , v_3 , h_1 , h_4 , v_4 , θ_4 , и $v\bar{\omega}$. Исходя из этих результатов и уравнений модели можно рассчитать скорость, высоту, угол полета и пройденное расстояние в каждый момент полета. По такой процедуре были рассчитаны предсказания модели для скорости и высоты полета планера в зависимости от пройденного расстояния, показанные на рисунке 4.

Некоторое количество предсказаний модели согласуется с информацией, не использованной в процессе подгонки, что помогает в построении уверенности в модели. В частности, предсказания модели для h_4 и $x_4 - x_2$, которые также показаны в таблице 2, хорошо совпадают со значениями, показанными в скобках в таблице 1. Кроме того, оценка $\beta_L = 13\ 000\ \text{кг/м}^2$ представляется обоснованной с физической точки зрения, поскольку она аналогична оценкам для баллистического коэффициента головных частей современных межконтинентальных баллистических ракет³³.

Таблица 1. Сводка известной информации о летном испытании по маршруту "А". Значения в скобках подвержены значительной неопределенности и не используются в подгонке модели к данным.

n	t_n (с)	θ_n (градусы)	h_n (км)	v_n (м/с)	$x_n - x_2$ (км)
2	435	5,03	100	6 010	0
3		5,03			
4	620		(45,7 – 76,2)		(1 200)
5	1 798		30,5		5 900
Дополнительная информация: $v(574\ \text{с}) = 17v_s(h(574\ \text{с}))$					

Таблица 2. Оцененные параметры летного испытания по маршруту "А", полученные подгонкой модели к данным в таблице 1.

Параметр	Значение
L/D	2,6
β_S	7,0 кг/м ²
β_L	13 000 кг/м ²
R	4 900 км
$x_4 - x_2$	1 100 км
h_4	47 км

Другая важная проверка доверия к результатам состоит в том, чтобы выяснить, насколько сильно они меняются при изменении h_2 , которая имеет самую большую неопределенность по сравнению со всеми другими исходными параметрами. К счастью, увеличение или уменьшение h_2 не приводит к значительным изменениям. Например, увеличение h_2 от 100 км до 110 км приводит к увеличению L/D от 2,6 до 2,7. Единственным исключением из этой тенденции является параметр β_S , который изменяется в три раза при тех же изменениях h_2 . Между тем, уменьшение h_2 до 97 км приводит к изменению знака β_S (что, очевидно, не имеет физического смысла). Неопределенность β_S не является неожиданной. Продолжительность участка прямого входа в атмосферу в полете по маршруту "А" очень мала – всего 12 секунд. Поэтому изменения β_S будут влиять на траекторию намного меньше, чем, например, изменения L/D или β_L . Следовательно, оценка β_S гораздо менее надежна, чем для других величин, приведенных в таблице 2.

Более того, оценка на порядок величины меньше, чем можно было бы ожидать из физических соображений. На участке прямого входа в атмосферу, когда планер НТВ-2 летит под большим углом атаки, он подставляет свою относительно плоскую нижнюю поверхность набегающему потоку воздуха. Если эта поверхность моделируется как плоский лист площади A_S под углом атаки φ к вектору скорости планера, то в ньютоновском приближении баллистический коэффициент НТВ-2 может быть представлен как³⁴:

$$\beta_S = \frac{m}{2A_S \sin^3 \varphi} \quad (22)$$

Если нижняя поверхность моделируется как равнобедренный треугольник высотой 5 м и шириной 2 м (так, чтобы планер мог быть достаточно комфортно размещен в обтекателе ракеты-носителя "Minotaur IV Lite"³⁵), то тогда $A_S = 5\ \text{м}^2$. Это значение, вместе с оценкой $m = 1\ 000\ \text{кг}$, обсуждающейся в сопровождающей статье Райта, приводит к значению $\beta_S > 100\ \text{кг/м}^2$, что примерно в 10 раз больше предсказания модели. Это несоответствие, вероятно, связано с упрощающим предположением того, что на участке кабрирования не происходит колебательного движения. Если модель допускает такое поведение, то, вероятно, на участке кабрирования будет потеряно больше скорости планера, что приведет к меньшему замедлению на участке прямого входа в атмосферу, и, соответственно, к большему значению β_S .

И, наконец, как отмечалось выше, процесс подгонки рассматривает L/D , β_S , β_L , и R как независимые пе-

ременные. Фактически, в соответствии с моделью эти четыре параметра не являются независимыми, но являются связанными уравнениями (8) и (13). Другой важной проверкой является соответствие результатов, показанных в таблице 2, этим соотношениям. В частности, используя значения L/D и β_L , приведенные в этой таблице, из уравнения (8) можно получить, что β_S должно быть равно 17 кг/м^2 , а из уравнения (13) – что R должно быть равно $5\,900 \text{ км}$. Это последнее значение лежит в пределах 20% от величины, приведенной в таблице 2, что вполне приемлемо для довольно грубой модели. Относительная ошибка, связанная с β_S , больше, что не удивительно в свете предыдущего вывода о том, что оценки β_S , полученные этим методом, ненадежны.

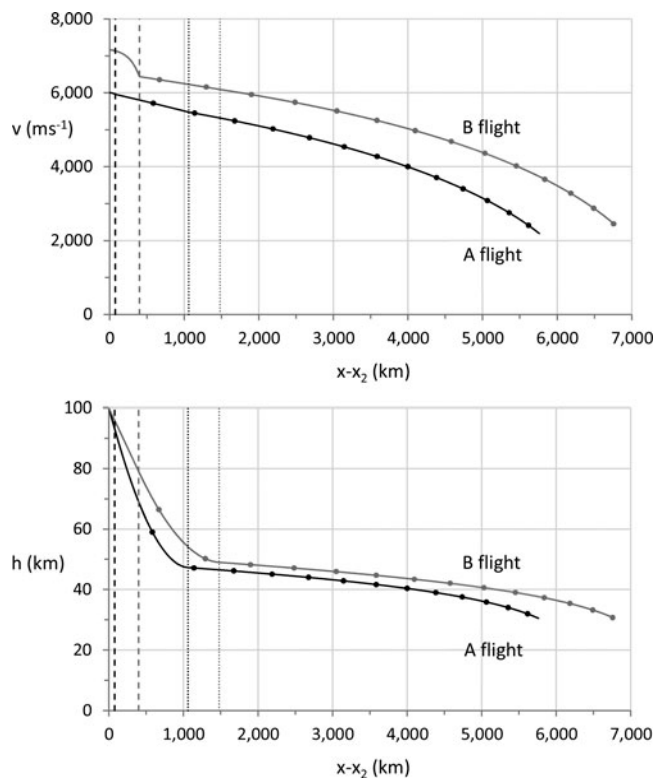


Рисунок 4. Кривые расчетной скорости v (верхний рисунок, в м/с) и высоты h (нижний рисунок, в км) в зависимости от от расстояния от точки входа в атмосферу $x - x_2$ (в км, измеряется вдоль траектории) для двух маршрутов испытательных полетов НТВ-2 ("А" и "В"). Круглые маркеры отмечают приращения на 100 секунд от момента входа в атмосферу. Штриховые линии отмечают начало участка кабрирования, а пунктирные линии – начало равновесного планирования.

В целом, доступные свидетельства позволяют предположить, что модель предоставляет физически обоснованное описание траектории НТВ-2, за исключением начала полета в атмосфере, следствием чего является то, что оценку β_S нельзя считать надежной.

Полет по маршруту "В"

В отличие от полета по маршруту "А", полет по маршруту "В" предназначался для выполнения планером маневра со значительным боковым отклонением на примерно $2\,300 \text{ км}$ ³⁶. Планер, подобный НТВ-2, может двигаться в поперечном направлении, выполняя вираж, поворачиваясь вокруг своей продольной оси на угол ψ . При таком вираже возникает сила величиной $L \sin \psi$, перпендикулярная скорости планера, которая вызывает искривление траектории, как это показано на рисунке 5. Одновременно действующая на планер подъемная сила уменьшается от L до $L \cos \psi$. В рамках применимости принятой приближенной схемы уравнения планирования фактически остаются неизменными, за исключением замены L на $L \cos \psi$ ³⁷.

В приближении того, что кривизной Земли в поперечном направлении можно пренебречь (то есть того, что радиус кривизны траектории планера много меньше радиуса Земли), можно определить новый набор координат (X, Y) , где ось X параллельная вектору скорости планера в начале участка планирования, как это показано на рисунке 5. Положение планера в плоскости $X-Y$ в момент времени t определяется из:

$$X(t) = \int_{t_4}^t dt' v_b(t') \cos[\omega(t')] \quad (23)$$

и

$$Y(t) = \int_{t_4}^t dt' v_b(t') \sin[\omega(t')] \quad (24)$$

где $\omega(t)$ – угол между скоростью планера и осью X, а скорость планера во время виража $v_b(t)$ задается уравнением:

$$v_b(t) = v_e \frac{\exp\left[-2 \frac{D}{L \cos \psi} \frac{g}{v_e} (t - t_4)\right] - \Gamma_4}{\exp\left[-2 \frac{D}{L \cos \psi} \frac{g}{v_e} (t - t_4)\right] + \Gamma_4} \quad (25)$$

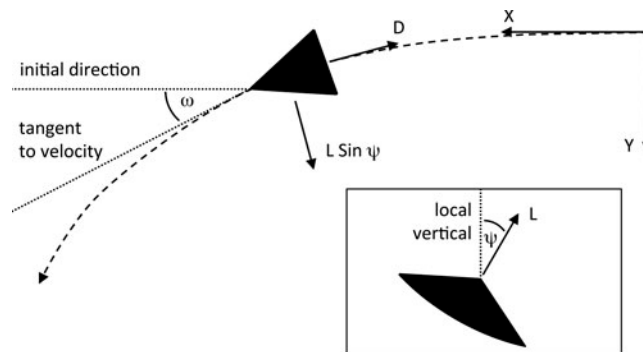


Рисунок 5. Движение и действующие силы на планер во время виража под углом ψ к вертикали. Основной рисунок показывает вид сверху. На вставке показано поперечное сечение. Другие величины определены в тексте. Надписи на рисунке (сверху вниз): 1 – начальное направление; 2 – касательная к скорости; 3 – местная вертикаль.

Как определено в Приложении А, представляется как³⁸:

$$\omega(t) = -\frac{L}{D} \sin \psi \ln \left[\frac{v_b(t)}{v_4} \right] \quad (26)$$

Эти результаты могут быть использованы для анализа полета по маршруту "В", и, что наиболее важно, предсказать поперечное расстояние, которое будет пройдено планером. Затем этот результат можно будет сравнить со значением, представленным Управлением перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA).

Все доступные данные о полете по маршруту "В" приведены в таблице 3. Так же, как и ранее, в процессе подгонки параметров модели к этим данным, не используются величины h_4 и $x_4 - x_2$. При моделировании этого полета предполагалось, что планер не выполняет вираж, но так только начнется планирование, он совершит быстрый поворот. Предполагалось также, что параметры L/D и β_L для полета по маршруту "В" точно такие же, как для полета по маршруту "А".

Используя эти предположения и процедуру, аналогичную использованной для подгонки модели к полету по маршруту "А", можно будет извлечь значения ψ , β_S , и R , а также $v(x)$ и $h(x)$ для траектории маршрута "В", как это показано в таблице 4 и на рисунке 4. Следует отметить, что предположение о постоянстве угла θ во время полета по маршруту "В" остается под вопросом, поскольку в этом случае $\theta_2 < 5^\circ$. Однако, учитывая, что участок прямого входа в атмосферу представляет собой относительно малую часть всей траектории, последствия нарушения этого предположения не будут слишком серьезными.

Из таблицы 4 можно будет снова увидеть, что оцениваемые значения для h_4 и $x_4 - x_2$ согласуются с доступными данными. Величины β_S , полученные для полетов по маршрутам "А" и "В" также являются по существу одинаковыми, учитывая значительную неопределенность в обеих оценках³⁹. Окончательной проверкой, так

же, как и ранее, является сравнение значения R , предсказанного уравнением (13), с найденным в процессе подгонки. Здесь соглашение оказывается даже лучшим, чем в полете по маршруту "А". А именно, уравнение (13) предсказывает, что должно быть равно 7 500 км, что находится в примечательно хорошем соответствии со значением, приведенным в таблице 4.

Таблица 3. Сводка известной информации о летном испытании по маршруту "В". Значения в скобках подвержены значительной неопределенности и не используются в подгонке модели к данным.

N	t_n (с)	θ_n (градусы)	h_n (км)	v_n (м/с)	$x_n - x_2$ (км)
2	376	3	100	7 170	0
3		3			
4	606		(45,7 – 76,2)		(1 900)
5	1 785		30,5		7 200

Таблица 4. Оцененные параметры летного испытания по маршруту "В", полученные подгонкой модели к данным в таблице 3.

Параметр	Значение
ψ	36°
β_s	10 кг/м ²
R	8 000 км
$x_4 - x_2$	1 400 км
h_4	49 км

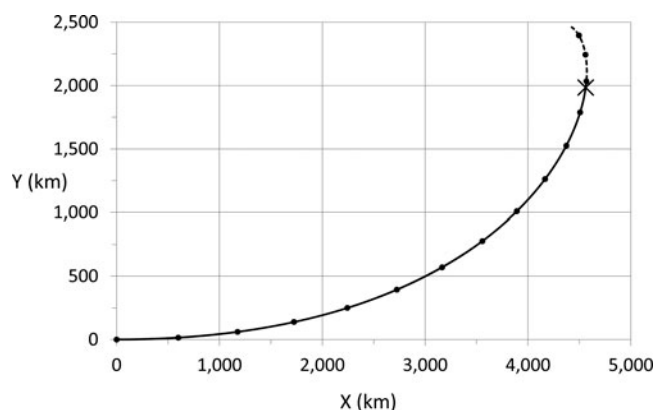


Рисунок 6. Кривая рассчитанной траектории полета по маршруту "В" в плоскости X-Y на участке планирования. Запланированное окончание полета отмечено крестиком. Штриховая кривая показывает продолжение траектории за эту точку. Круговые маркеры отмечают приращения времени на 100 с. Направления осей X и Y соответственно выбраны параллельными и перпендикулярными скорости планера в начале участка планирования. Отметим, что оси X и Y, маркированные в километрах, начерчены в разных масштабах.

В процессе подгонки оценивался также угол виража ψ , оказавшийся равным 36°. По этой информации и уравнениям (23) и (24) была численно рассчитана форма траектории на участке планирования в плоскости X-Y, показанная на рисунке 6. Как видно из этого рисунка, модель предсказывает, что в конце своего полета в момент времени t_5 планер пройдет 2 000 км в направлении оси Y. Приятно, что эта оценка находится в 15% от заявленного значения в 2 300 км и предоставляет дополнительные свидетельства того, что оценки L/D и β_L надежны.

Качественно форма траектории, показанная на рисунке 6, аналогична опубликованной траектории, показанной на рисунке 3. Первая траектория, однако не показывает обратного изгиба в самом конце полета, который проявляется на второй траектории, хотя модель и может предсказать подобное поведение. Например, если траектория полета по маршруту "В" будет рассчитана после планируемого момента окончания полета t_5 , что показано на рисунке 6 штриховой кривой, то планер изменит курс.

ОБСУЖДЕНИЕ

Наиболее важным выводом из этого анализа следует считать то, что аэродинамическое качество планера НТВ-2 оценивается как равное 2,6. Это значение схоже с величиной $L/D = 2,2$, использованной в отчете Национального исследовательского комитета 2008 года для простых вычислений, относящихся к обобщенному гиперзвуковому планеру⁴⁰. Представляется, однако, что аэродинамическое качество планера НТВ-2 значительно ниже теоретического максимума, предсказанного уравнением (2). Причина этого, вероятно, связана с тем, что ограничивающим фактором в выборе аэродинамического качества L/D была не аэродинамика, а управление тепловым режимом.

На первый взгляд этот вывод является несколько неожиданным. Прежде всего, интуитивно можно считать, что проблема теплового режима становится менее сложной при увеличении L/D . В самом деле, из уравнения (S.23) в Приложении А следует, что общая мощность генерации тепла планирующей головной частью равна:

$$\frac{mgv}{L/D} \left(1 - \frac{v^2}{v_e^2} \right) \quad (27)$$

что обратно пропорционально L/D , и что поддерживает интуитивный вывод о том, что при росте торможения увеличивается мощность генерации тепла.

Однако, для тепловой защиты важна не общая мощность генерации тепла, а мощность поглощения тепла в планере (в отличие от поглощения тепла в окружающем воздухе). Ключевая особенность входа в атмосферу, обнаруженная еще в 1950-х годах, состоит в том, что тепло поглощается более эффективно, если головная часть заострена, или если у нее острые передние кромки⁴¹. Однако, тонкие крылья с острыми передними кромками, это именно то, что требуется для увеличения L/D . Поэтому представляется вероятным, что гиперзвуковые планеры будут поглощать тепло более эффективно, если их аэродинамическое качество будет более высоким. По-видимому, конструкция планера НТВ-2, с $L/D \approx 2.6$, представляет собой компромисс между большой дальностью (чему помогает высокое L/D) и меньшей мощностью поглощения тепла (что требует меньшего L/D).

Даже в этом случае тепловая защита остается проблемой для НТВ-2. Испытание в 2011 году преждевременно закончилось именно в результате повреждения теплозащитной оболочки планера в результате нагрева. Проблемы с тепловой защитой могли также внести косвенный вклад в неудачу испытательного полета 2010 года. В частности, уменьшение аэродинамического качества планера для упрощения тепловой защиты требует запуска с большей скоростью для того, чтобы сохранить дальность. Однако, высокие скорости усиливают трудность управления. В самом деле, анализ летного испытания 2010 года показал, что "наиболее вероятной причиной аномалии полета НТВ-2 было рыскание, превышающее ожидания, которое во время аномалии в совокупности с креном превысило доступные возможности управления"⁴². На меньших скоростях управление предположительно было бы проще.

Для того, чтобы была достигнута проектная дальность НТВ-2 в 17 000 км, потребуются скорости, превышающие те, которые были запланированы для полета по маршруту "В". Дальность планирования можно оценить по уравнению (1). Важно отметить, что этот результат по двум причинам представляет собой верхний предел. Во-первых, он предполагает, что планер остается в полете до тех пор, пока его скорость не станет равной нулю. Во-вторых, он предполагает, что планер движется по прямой; на практике маневрирование приводит к уменьшению дальности.

В испытательном полете по маршруту "В" НТВ-2 должен был начать планирование на скорости около 6 100 м/с. Если бы он двигался по прямой линии, то, согласно уравнению (1), он смог бы спланировать на максимальное расстояние в 7 500 км, и общая дальность составила бы 11 700 км. Из уравнения (1) следует, что для обеспечения полной дальности в 17 000 км планирование должно было бы начаться при скорости 6 900 м/с. На практике потребовались бы еще большие скорости, чтобы допустить поперечное маневрирование и чтобы обеспечить полезную с военной точки зрения скорость при достижении цели. Однако, равновесное планирование так и не было успешно достигнуто в испытательном полете по маршруту "А", задача которого состояла в начале планирования на скорости "всего лишь" 5 500 м/с. Поэтому очевидно, что к моменту фактического прекращения программы НТВ-2 в 2012 году она уже столкнулась с очень серьезными проблемами.

Важно отметить, что подъем траектории ракеты-носителя для удлинения внеатмосферного участка траектории НТВ-2 не представляется эффективным средством увеличения дальности. В частности, если ракета-носитель запускается по баллистической траектории с минимальной энергией, то планер должен будет кабрировать на гораздо больший угол и потеряет настолько много скорости, что его участок планирования дра-

матически сократится. Из-за сильно нелинейной зависимости дальности планирования от скорости, включенной в уравнение (1), этот эффект более чем компенсирует любое удлинение баллистической части траектории. Например, в полете по маршруту "В" планер должен будет начать кабрирование при скорости 6 440 м/с. Если он войдет в атмосферу с такой скоростью по баллистической траектории с минимальной энергией, то угол входа будет равен примерно 30°, и, согласно уравнению (20), во время кабрирования должен будет замедлиться до всего лишь 2 900 м/с⁴³. Так, несмотря на то, что до входа в атмосферу оружие пролетит около 6700 км, на участке планирования он пролетит не более 1 200 км, и общая дальность полета будет существенно меньше, чем запланированная дальность полета по маршруту "В". Кроме того, удлинение внеатмосферного участка за счет дальности планирования подрывает аргумент Министерства обороны о том, что планеры легко отличить от баллистических ракет.

Учитывая, что программа "Современное гиперзвуковое оружие (АНВ)" представляет собой основного кандидата в проекте "Молниеносного глобального удара обычным оружием (CPGS)", было бы очевидно полезно оценить аэродинамическое качество ее планера. К сожалению, для такой оценки нет достаточной информации. Единственное опубликованное заявление по дальности системы АНВ – 8 000 км – появилось в отчете Национального исследовательского совета 2008 года⁴⁴. Поскольку дальность системы АНВ меньше, чем дальность НТВ-2, интуитивно можно ожидать, что ее аэродинамическое качество меньше. Однако, такой аргумент не обязательно верен. Планер АНВ запускается менее мощным носителем, чем НТВ-2, и, вероятно, движется с меньшей скоростью⁴⁵. Если это так, то возможно, что их аэродинамическое качество может быть одинаковым.

Анализ испытательных полетов НТВ-2 ставит также вопросы о живучести ракетного планирующего оружия. Одним из ключевых аргументов в пользу его разработки является то, что их скорость позволит проникать сквозь современные системы противовоздушной и противоракетной обороны, которые, как ожидается, будут широко распространяться в течение следующих нескольких десятилетий. Несомненно, защита больших площадей от ракетного планирующего оружия представляет очень серьезную проблему (не в последнюю очередь потому, что они летят на гораздо меньших высотах, чем баллистические ракеты, так что их обнаружение радиолокатором будет возможно только на небольших расстояниях). Однако, остается вопрос, сможет ли ракетное планирующее оружие надежно проникать через современную оборону отдельного пункта, которой развитые страны попытаются защищать важные цели, которым может угрожать оружие программы CPGS⁴⁶.

Ракетное планирующее оружие может входить в атмосферу на исключительно высокой скорости, но оно будет замедляться по мере подхода к цели. В испытательных полетах по маршрутам "А" и "В", как представляется, в конце своего полета планер НТВ-2 двигался со скоростью от 2 000 до 2 500 м/с. Такие скорости характерны для баллистических ракет с дальностью около 500 км. Даже сейчас такие ракеты потенциально уязвимы для современной обороны отдельных пунктов, а в будущем их живучесть еще более ухудшится. Положение осложняется еще и тем, что ракетное гиперзвуковое оружие остается в атмосфере на большей части своей траектории, и оно не может быть защищено такими мерами противодействия, как ложные цели или дипольные противорадиолокационные отражатели.

Этот вопрос, без сомнения, далек от завершения. Если ракетное планирующее оружие будет способно летать с большими скоростями, чем это планировалось для испытательных полетов НТВ-2, то они смогут быть более живучими. Однако, в конце концов, живучесть ракетного планирующего оружия может сильно зависеть от того, смогут ли они выполнять в конце полета достаточно быстрые маневры для уклонения от перехватчиков. В 1970-х годах в США эта способность была продемонстрирована на испытаниях головной части Mk-500 "Evader". Однако, та система была сконструирована для доставки ядерных боеголовок, и требования по точности значительно уступали требованиям для неядерных боеголовок. В самом деле, одной из потенциальных проблем ракетного планирующего оружия является то, что высокие ускорения, требующиеся для маневров уклонения – измеряемые десятками g – могут усложнить прием сигналов GPS, что может ухудшить точность⁴⁷.

Другим важным вопросом является возможность использования большой тепловой сигнатуры ракетного планирующего оружия для наведения. В частности, одним из вопросов, заслуживающих дальнейшего исследования, сможет ли американская система подвижного наземного базирования для высотного заатмосферного перехвата (ТНААД), в которой используется инфракрасная головка самонаведения, быть модифицирована для перехвата ракетного планирующего оружия. Вопрос возникает потому, что планеры производят намного больше тепла, чем головные части баллистических ракет, которым должна противостоять система ТНААД. Однако, планеры должны будут перехватываться на более низких высотах, чем те, на которых обычно происходят перехваты системы ТНААД. В результате нагрев от атмосферного трения может уменьшить эффективность инфракрасной головки самонаведения системы ТНААД. Для определения возможной эффективности необходимо провести количественный анализ⁴⁸.

ВОЕННАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАКЕТНОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО ОРУЖИЯ

Обсуждение аспектов военной эффективности ракетного планирующего оружия приводится в сетевом дополнении.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С чисто технической точки зрения ракетное планирующее оружие предлагает органам военного планирования определенные уникальные свойства. Их скорость превышает скорость любого кинетического оружия, за исключением баллистических ракет. И, по сравнению с баллистическими ракетами, ракетное планирующее оружие имеет потенциально большую дальность, может переносить более тяжелую полезную нагрузку на то же самое расстояние, может маневрировать на среднем участке траектории, и летать на меньших высотах. Понимание того, смогут ли эти свойства предоставить существенное военное преимущество, и, в конечном счете, смогут ли преимущества ракетного планирующего оружия перевесить его стоимость и риски, вызывает сложную последовательность технических и политических вопросов⁴⁹.

Данная статья, часть которой находится в сетевом дополнении, исследует некоторые из технических вопросов, включая способность ракетного планирующего оружия преодолевать оборону, усложнить противнику получение тактического предупреждения об атаке, и уничтожить мобильные, защищенные и заглобленные цели. С учетом всех неопределенностей, простых ("да или нет") ответов на важные вопросы о военных возможностях ракетного планирующего оружия не существует. Фактически, самым важным вкладом этой статьи могут быть новые вопросы, которые возникают из полученных результатов, а также, что очень важно, их ограничения. Выделяются по крайней мере семь таких вопросов:

- Во-первых, каковы характеристики – например, аэродинамическое качество – гиперзвуковых планеров, отличающихся от НТВ-2? Очевидный интерес представляют прототипы оружия, которые в настоящее время будут проходить летные испытания, включая американскую систему "Современное гиперзвуковое оружие (АНВ)", китайскую систему WU-14 и возможные российские программы.
- Во-вторых, какие пределы накладываются тепловой защитой на рабочие характеристики гиперзвуковых планеров? Представляется, что трудности, связанные с управлением тепловым режимом, стали фатальными для программы НТВ-2. Эти неудачи подчеркивают важность количественного понимания того, как влияют скорость планера и его аэродинамическое качество на проблему управления тепловым режимом. Это, в свою очередь, позволит понять, какой дальности полета планеров можно добиться, какой может быть возможность поперечного маневра, и какой может быть быстрота их применения.
- В-третьих, может ли более усложненная математическая модель траектории ракетного планирующего оружия – в частности, для участка кабрирования – предоставить качественно новое понимание физики ракетных планирующих аппаратов? Модель, построенная в этой статье, является минимальной, и довольно простой для использования аналитической трактовки. В то время как более сложная и реалистичная модель предположительно приведет к некоторым количественным изменениям представленных здесь результатов, было бы интересно узнать, приведет ли она к качественно иной картине.
- В-четвертых, будет ли улучшенная противоракетная оборона на конечном участке эффективной против ракетного планирующего оружия? Хотя в этой статье упоминается ряд причин, по которым перехват планеров будет более легким, чем перехват баллистических ракет, не было достигнуто никакого определенного вывода, потому что не ясно, сможет ли планер выполнять достаточно быстрые маневры в конце полета для уклонения от перехватчиков. Этот вопрос заслуживает более детального анализа. Точно так же, проблемы модификации ракеты-перехватчика с инфракрасной головкой самонаведения для перехвата планера на относительно малых высотах в атмосфере, где нагрев может стать существенной проблемой для инфракрасного датчика, также заслуживает дальнейшего рассмотрения.
- В-пятых, может ли ракетное планирующее оружие оказаться уязвимым к мерам противодействия, отличающимся от противоракетной обороны? Наиболее очевидным примером такой меры противодействия является глушение сигналов GPS. Понимание – на количественном уровне – ограничений на точность оружия, накладываемых мощными глушителями сигналов GPS и пределов, в которых эти ограничения могут быть смягчены, имеет важные политические следствия.
- В-шестых, сколько будет стоить и какие принесет преимущества разработка датчиков раннего предупреждения, разработанных для обнаружения теплового сигнала подлетающих планеров? Теоретически для этой цели могут быть использованы инфракрасные датчики, установленные на самолетах и (или) на кос-

мических аппаратах, но для понимания компромиссов в отношении других систем детектирования. Один особенно интересный вопрос состоит в том, будет ли тепловой сигнал от планера достаточно сильным для того, чтобы его обнаружили находящиеся на геостационарной орбите существующие спутники для наблюдений в инфракрасном диапазоне, или же для этого потребуются новые спутники на более низких орбитах.

- И, наконец, в-седьмых, существуют ли важные военные цели, для которых ракетное планирующее оружие будет обладать *уникальной* возможностью нанесения им вреда? Хотя в этой статье обсуждаются эффекты воздействия оружия, некоторые применяемые предположения являются довольно грубыми и их уточнение могло бы принести пользу. Кроме того, при вопросе о том, будет ли ракетное планирующее оружие обладать *уникальной* возможностью нанесения вреда некоторым целям, необходимо детальное сравнение с другими военными системами и их возможностями.

БЛАГОДАРНОСТЬ

Я благодарен Тому Эрхарду, Ричарду Гарвину, участникам Программы по науке и всеобщей безопасности Принстонского университета, и, прежде всего, Дэвиду Райту за полезные обсуждения и ценные комментарии по первоначальной рукописи. Конечно, я несу полную ответственность за содержание этой статьи.

ФИНАНСИРОВАНИЕ

Эта работа в основном финансировалась фондом Джона Д. и Кэтрин Т. МакАртур, с дополнительной поддержкой от фонда Уильяма и Флоры Хьюлетт и Корпорацией Карнеги в Нью-Йорке.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Дополнительные материалы к этой статье можно получить с веб-сайта издателя.

ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. Robert Godwin, introduction to *Dyna-Soar: Hypersonic Strategic Weapons System*, ed. Godwin (Burlington, ON: Apogee Books, 2003), 7. Зенгер впоследствии теоретически разрабатывал эту концепцию вместе со своей женой, инженером Иреной Бредт при поддержке правительства Германии. См. E. Sanger and I. Bredt, *A Rocket Drive for Long Range Bombers* [Uber einen Raketenantrieb fur Fernbomber], trans. M. Hamermesh, CGD-32 (Technical Information Branch, Navy Department, [1952]), www.astronautix.com/data/saenger.pdf.
2. Краткий обзор этих усилий смотрите в James M. Acton, *Silver Bullet? Asking the Right Questions About Conventional Prompt Global Strike* (Washington, DC: Carnegie Endowment for International Peace, 2013), 37-8, <http://carnegieendowment.org/files/cpgs.pdf>.
3. Об истории программы CPGS смотрите в Amy F. Woolf, *Conventional Prompt Global Strike and Long-Range Ballistic Missiles: Background and Issues*, CRS Report for Congress, R41464 (Congressional Research Service, May 5, 2014). Последняя версия этого отчета доступна по адресу www.fas.org/sqp/crs/nuke/R41464.pdf.
4. Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability, Naval Studies Board, and Division on Engineering and Physical Sciences, the National Research Council of the National Academies, *U.S. Conventional Prompt Global Strike: Issues for 2008 and Beyond* (Washington, DC: National Academies Press, 2008), 115, www.nap.edu/catalog.php?record_id=12061.
5. David Alexander and Andrea Shalal, "Experimental U.S. Hypersonic Weapon Destroyed Seconds After Launch," Reuters, August 25, 2014, <http://www.reuters.com/article/2014/08/25/us-usa-military-hypersonic-idUSKBN0GP1ED20140825>.
6. "China Confirms Hypersonic Missile Carrier Test," Reuters, January 15, 2014, www.reuters.com/article/2014/01/15/us-china-missile-idUSBREA0E0Z020140115.
7. James Acton, Catherine Dill, and Jeffrey Lewis, "Crashing Glider, Hidden Hot Spring: Analyzing China's August 7, 2014 Hypersonic Glider Test," *Arms Control Wonk* (blog), September 3, 2014, <http://lewis.armscontrolwonk.com/archive/7443/crashing-glider-hidden-hot-spring>.
8. Там же. Более общее обсуждение китайских работ смотрите в Acton, *Silver Bullet?*, 100-3 (ссылка 2); Mark A. Stokes, "China's Quest for Joint Aerospace Power: Concepts and Future Aspirations" in *The Chinese Air Force: Evolving Concepts, Roles, and Capabilities*, eds. Richard P. Hallion, Roger Cliff, and Phillip C. Saunders (Washington, DC: National Defense University Press for the Center for the Study of Chinese Military Affairs, In-

- stitute for National Strategic Studies, 2012), 50-5, www.ndu.edu/press/lib/pdf/books/chinese-air-force.pdf; Lora Saalman, "Prompt Global Strike: China and the Spear," Asia Pacific Center for Security Studies, April 2014, http://www.apcss.org/wp-content/uploads/2014/04/APCSS_Saalman_PGS_China_Apr2014.pdf.
9. Смотрите, например, Anatoly Antonov, "Russia Forced to Develop Global Prompt Strike Weapons," *Security Index* 19, (2013): 7; "Russia to Develop Precision Conventional ICBM Option" RIA Novosti, December, 14 2012, http://en.rian.ru/military_news/20121214/178154441.html.
 10. Pavel Podvig, "Russian Hypersonic Vehicle – More Dots Added to Project 4202," *Russian Strategic Nuclear Forces* (blog), August 26, 2014, http://russianforces.org/blog/2014/08/russian_hypersonic_vehicle_-_m.shtml и указанные в ней ссылки. Смотрите также Acton, *Silver Bullet?*, 106-7 (Ссылка 2).
 11. Скорость звука зависит от высоты и немонотонно изменяется от 340 м/с на уровне моря до 285 м/с на высоте 85 км. На больших высотах, когда длина волны звука становится сравнимой со средней длиной пробега в атмосферных газах скорость звука перестает быть правдоподобным понятием.
 12. John D. Anderson, Jr., *Introduction to Flight*, 4th ed. (Boston, MA: McGraw-Hill, 2000), 703.
 13. Там же, 703-4.
 14. Acton, *Silver Bullet?*, 59-61 (ссылка 2).
 15. Defense Science Board, *Time Critical Conventional Strike From Strategic Standoff* (Washington, DC: Office of the Under Secretary of Defense for Acquisition, Technology, and Logistics, March 2009), 26-8, www.acq.osd.mil/dsb/reports/ADA498403.pdf; Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability, *U.S. Conventional Prompt Global Strike*, 52-3 and 121-3.
 16. Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability, *U.S. Conventional Prompt Global Strike*, 115 (ссылка 4).
 17. Debra G. Wymer, "Advanced Hypersonic Weapon Flight Test Overview to the Space & Missile Defense Conference," U.S. Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command, August 14, 2012, 5, <http://www.smdc.army.mil/TechCenter/2013/PowerPoint/FINALAHWBriefToSMDCconference081312.pptx>.
 18. Смотрите количественное обсуждение в Frank J. Regan and Satya M. Anandakrishnan, *Dynamics of Atmospheric Re-Entry* (Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993), 190-2.
 19. Alfred J. Eggers, Jr., H. Julian Allen, and Stanford E. Neice, *A Comparative Analysis of the Performance of Long-Range Hypervelocity Vehicles*, Report 1382 (Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics, [1958]), 12-3, http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930092363_1993092363.pdf
 20. DARPA, "Falcon HTV-2," www.darpa.mil/Our_Work/TTO/Programs/Falcon_HTV-2.aspx (now available from <http://web.archive.org/web/20120205015141/http://www.darpa.mil/OurWork/TTO/Programs/FalconHTV-2.aspx>).
 21. Dean R. Chapman, *An Approximate Analytical Method for Studying Entry into Planetary Atmospheres*, Technical Note 4276 (Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics, May 1958), 24, <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1958/naca-tn-4276.pdf>. Более интуитивное представление можно найти в Carl Gazley, Jr., "Atmospheric Entry" in *Handbook of Astronautical Engineering*, ed. Heinz Hermann Koelle (New York, NY: McGraw-Hill Book Company, 1961), 10-18.
 22. Regan and Anandakrishnan, *Dynamics of Atmospheric Re-Entry* (ссылка 18), 180-3.
 23. National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration, and United States Air Force, *U.S. Standard Atmosphere, 1976*, NOAA-S/T 76-1562 (Washington, DC: U.S. Government Printing Office, October 1976), www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf&AD=ADA035728. Смотрите также, Regan and Anandakrishnan, *Dynamics of Atmospheric Re-Entry* (ссылка 18), 37-8.
 24. Gazley, "Atmospheric Entry," (ссылка 21) 10-10.
 25. Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability, *U.S. Conventional Prompt Global Strike*, (ссылка 4) 208.
 26. Acquisition Civil/Environmental Engineering, Space and Missile Systems Center, *Environmental Assessment for Hypersonic Technology Vehicle 2 Flight Tests*, April 2009, 16, www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a544343.pdf.
 27. Более подробное обсуждение программы испытаний и проблем смотрите в Acton, *Silver Bullet?*, (ссылка 2) 40-8 and 59-61.
 28. Acquisition Civil/Environmental Engineering, Space and Missile Systems Center, *Environmental Assessment for Hypersonic Technology Vehicle 2 Flight Tests*, (ссылка 26) 15.
 29. Jess Sponable, "Reusable Space Systems: 21st Century Technology Challenges [Sic]," DARPA, June 17, 2009, 20.
 30. Graham Warwick, "DARPA's HTV-2 Didn't Phone Home," *Ares* (blog), *Aviation Week*, April 24, 2010 (сейчас доступна по адресу <http://archive.today/LPWt>).

31. "Falcon HTV-2," DARPA (ссылка 20).
32. National Geospatial-Intelligence Agency and U.S. Department of Defense, *Notice to Mariners*, no. 18, May 1, 2010, III-1.10, http://msi.nga.mil/MSISiteContent/StaticFiles/NAV_PUBS/UNTM/201018/NtM_18-2010.pdf.
33. John R. Harvey and Stefan Michalowski, "Nuclear Weapons Safety: The Case of Trident," *Science & Global Security* 4, (1994): 51; Lisbeth Gronlund and David C. Wright, "Depressed Trajectory SLBMs: A Technical Evaluation and Arms Control Possibilities," *Science & Global Security* 3, (1992): 113. Отметим, что в этих источниках используется несколько иное определение для β по сравнению с принятым здесь ($mg/C_D A$ по сравнению с $m/C_D A$).
34. Anderson, Introduction to Flight (ссылка 12), 696.
35. Acquisition Civil/Environmental Engineering, Space and Missile Systems Center, *Environmental Assessment for Hypersonic Technology Vehicle 2 Flight Tests*, (ссылка 26) 9.
36. Sponable, "Reusable Space Systems," (ссылка 29) 20.
37. S. Y. Chen, The Longitudinal and Lateral Range of Hypersonic Glide Vehicles with Constant Bank Angle, Memorandum RM-4630-PR (Santa Monica, CA: RAND Corporation, January 1966), 10-1, www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf&AD=AD0629124.
38. Там же.
39. Фактически, β_S не должно быть идентичным для этих двух полетов, поскольку планер в полете по маршруту "B" мог входить в атмосферу с ориентацией, несколько отличающейся от ориентации в полете по маршруту "A". Тем не менее, это подтверждает, что две оценки похожи, даже если они определенно существенно меньше реального значения.
40. H. Julian Allen and A. J. Eggers, Jr., *A Study of the Motion and Aerodynamic Heating of Ballistic Missiles Entering the Earth's Atmosphere at High Supersonic Speeds*, Report 1381 (Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1958), http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930091020_1993091020.pdf.
41. Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability et al., *U.S. Conventional Prompt Global Strike*, 206 (ссылка 4).
42. DARPA, "DARPA Concludes Review of Falcon HTV-2 Flight Anomaly," Press Release, November 16, 2010, www.darpa.mil/WorkArea/DownloadAsset.aspx?id=2147484134.
43. Этот расчет довольно приблизителен, поскольку в нем игнорируется участок прямого входа в атмосферу и поскольку предположение малых углов, лежащее в основе уравнения (20) сомнительно при угле входа в 30° .
44. Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability et al., *U.S. Conventional Prompt Global Strike*, 115 (ссылка 4).
45. U.S. Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command, *Advanced Hypersonic Weapon Program: Environmental Assessment*, June 2011, 22-2-3, www.smdcen.us/pubdocs/files/AHW%20Program%20FEA-30Jun11.pdf
46. Acton, *Silver Bullet?*, (ссылка 2) 73-7.
47. Defense Science Board, *Time Critical Conventional Strike From Strategic Standoff*, 26-8; Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability et al., *U.S. Conventional Prompt Global Strike*, 122.
48. For a discussion of the THAAD seeker's operation in exo-atmospheric intercepts see George N. Lewis, "Estimating the Detection Range of a THAAD-Like Seeker" in He Yingbo and Qiu Yong, "THAAD-Like High Altitude Theater Missile Defense: Strategic Defense Capability and Certain Countermeasures Analysis," *Science & Global Security* 11, (2003): Appendix C, <http://scienceandglobalsecurity.org/archive/sqs11yong.pdf>.
49. Acton, *Silver Bullet?* (ссылка 2).