

Research Note to Hypersonic Boost-Glide Weapons by James M. Acton:  
Analysis of the Boost Phase of the HTV-2 Hypersonic Glider Tests  
David Wright  
*Science and Global Security*, 2015, Volume 23, pp. 220-229

## **КОММЕНТАРИЙ К СТАТЬЕ ДЖЕЙМСА М. АКТОНА "ГИПЕРЗВУКОВОЕ РАКЕТНОЕ ПЛАНИРУЮЩЕЕ ОРУЖИЕ": АНАЛИЗ РАЗГОННОГО УЧАСТКА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПЛАНЕРА HTV-2**

*Дэвид Райт*

Дэвид Райт работает одним из директоров и старшим научным сотрудником Программы всеобщей безопасности Союза обеспокоенных ученых, Кембридж, Массачусетс, США.

Почтовый адрес для корреспонденций: David Wright, Union of Concerned Scientists, 2 Brattle Square, Cambridge, MA 02138, USA.

Адрес электронной почты: DWright@ucsusa.org

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

В статье "Гиперзвуковое ракетное планирующее оружие" Джеймса М. Актона, опубликованной в этом выпуске, анализируется часть полета американского гиперзвукового планирующего летательного аппарата HTV-2 после того, как он был разогнан до высокой скорости и начал входить в атмосферу<sup>1</sup>. Для того, чтобы лучше понять испытательные полеты HTV-2, которые проводились в 2010 и 2011 годах, в этой заметке обсуждается активная часть полета ракеты-носителя на основании моделирования полета от запуска до входа в атмосферу на высоте около 100 км (в так называемой "точке прокола"). Это соответствует 1-му и 2-му сегментам траектории, определенным в статье Актона: активному и внеатмосферному участкам.

Этот анализ базируется на описаниях ракеты-носителя, использованной в испытаниях HTV-2, точках падения ступеней и обтекателя ракеты-носителя и объявленных значениях скорости и высоты HTV-2 в точке входа в атмосферу.

Для планера HTV-2 было запланировано два испытательных маршрута, начинающихся на авиабазе Ванденберг в Калифорнии и заканчивающихся вблизи атолла Кваджелейн на расстоянии около 7 800 км. Участок планирования траектории "А" вытянут строго вдоль прямой линии от точки запуска до точки падения, в то время как траектория "В" сначала была направлена на запад, а затем в результате маневра на участке планирования повернулась на юг в направлении точки падения (смотрите рисунок 3 в статье Актона). Хотя испытательные полеты до окончания программы проводились только по траектории "А", Управление перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) раскрыло проектные параметры обеих траекторий, приведенные в таблице 1.

Задача этого анализа состоит в том, чтобы определить три неизвестных: трехмерные траектории полетов ракеты-носителя "Minotaur" по маршрутам "А" и "В" и массу полезной нагрузки ракеты-носителя, которая одинакова для обеих маршрутов. Полезная нагрузка включает в себя планер HTV-2 и устройство отделения, которое соединяет планер с адаптером полезной нагрузки. Поскольку ожидается, что масса устройства отделения составляет только 10 или 20 кг, то в пределах точности расчетов масса планера HTV-2 будет совпадать с массой полезной нагрузки<sup>2</sup>.

Траектории полета рассчитывались с помощью компьютерной программы, которая интегрировала уравнения движения ракеты-носителя вокруг круглой Земли с реалистичной моделью атмосферы (смотрите раздел "Техническое замечание"). Ракета-носитель "Minotaur" запускалась в вертикальном направлении и ее траектория контролировалась изменением направления вектора тяги относительно вектора скорости.

Исходными параметрами для расчета были параметры ракеты-носителя "Minotaur" и расположения полей падения ее ступеней. Анализ включал в себя итеративный процесс изменения массы полезной нагрузки и проверки возможности следования ракеты носителя по траектории, на которой сброс ступеней ракеты-носителя "Minotaur" происходит в зоны, объявленные для испытания, и которая доставляет планер HTV-2 в точку входа в атмосферу с параметрами, заданными для траекторий "А" и "В".

Таблица 1. В этой таблице приведены условия в "точке прокола" для двух траекторий, на которых Управление перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) планировало испытывать систему НТВ-2. Считается, что эта точка соответствует высоте в 100 км. Знак "минус" перед значениями углов означает, что эти углы располагаются ниже горизонтали (источники: статья Актона, рисунок 3, и ссылка на веб-страницу <http://commons.wikimedia.org/wiki/File:FalconHTV2FlightPath.jpg>).

	Траектория А	Траектория В
Время	435 с	386 с
Скорость	19 700 фут/с = 6,00 км/с	23 500 фут/с = 7,16 км/с
Угол	-3 градуса	-5,03 градуса

### РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ НТВ-2

В испытаниях НТВ-2 применялась ракета-носитель "Minotaur 4-Lite", в которой использовались первые три ступени твердотопливной межконтинентальной баллистической ракеты "Peacekeeper"<sup>3</sup>. Значения параметров ступеней ракеты-носителя "Minotaur" приведены в таблице 2.

Таблица 2. Параметры ступеней ракеты-носителя "Minotaur". Для согласованности с другими параметрами таблицы удельный импульс на уровне моря для первой ступени был принят равным 259 с, а не 229 с, как указано в источнике. Хотя значения параметров из различных источников несколько отличаются друг от друга, эти изменения лежат в пределах точности анализа, проведенного в данной статье (источник: веб-страница <http://www.spacelaunchreport.com/minotaur4.html>).

Ступень	1	2	3
Двигатель	SR-118	SR-119	SR-120
Диаметр ступени, м	2,34	2,34	2,34
Масса топлива, т	45,37	24,49	7,07
Общая масса, т	48,99	27,67	7,71
Удельный импульс, с	259 (на уровне моря) 282 (в вакууме)	309 (в вакууме)	300 (в вакууме)
Сила тяги, Т	209 (на уровне моря) 226,8 (в вакууме)	124,7 (в вакууме)	29,48 (в вакууме)
Длительность горения, с	56,4	60,7	72

Масса обтекателя полезной нагрузки, который закрывает ее при запуске и сбрасывается в начале полета, приблизительно равна 450 кг<sup>4</sup>. Дополнительная масса конструкции ракеты-носителя, которая включает различные переходники между ступенями, подсистему наведения и управления, модуль адаптера полезной нагрузки и прочие подсистемы, может быть оценены из анализа массовой сводки ракеты-носителя "Minotaur 5", которая включает в себя две небольшие верхние ступени. По данным НАСА взлетная масса "Minotaur 5" равна 89,37 т, включая полезную нагрузку 0,38 т<sup>5</sup>. Вычитая массы ступеней<sup>6</sup> и обтекателя, можно получить, что дополнительная масса конструкции равна 0,86 т. Рисунок 1 показывает, что конструкция "Minotaur 4-Lite" схожа с конструкцией "Minotaur 5", так что можно предположить, что дополнительная масса конструкции "Minotaur 4-Lite" равна примерно 0,8 т. Поскольку исходные данные для определения этой массы были получены не из одного источника, и включали в себя некоторую естественную неопределенность, эту величину следует рассматривать как приблизительную.

### Методология

Как отмечалось выше, описания Управлением перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) программы испытаний НТВ-2 указывают на то, что оно планировало испытательные полеты по двум различным маршрутам с запуском из Калифорнии и падением в океан вблизи атолла Кваджелейн. Запуски производились с 8-го комплекса космических запусков (SLC-8) на авиабазе Ванденберг в Калифорнии. Для запуска 22 апреля 2010 года было выпущено Уведомление морякам (NOTMAR), в котором были перечислены

четыре зоны неподалеку от берега в районе комплекса SLC-8, в которых ожидалось падение частей ракеты-носителя в океан<sup>7</sup>. Три первые зоны (А, В, С) показаны на рисунках 2 и 3.

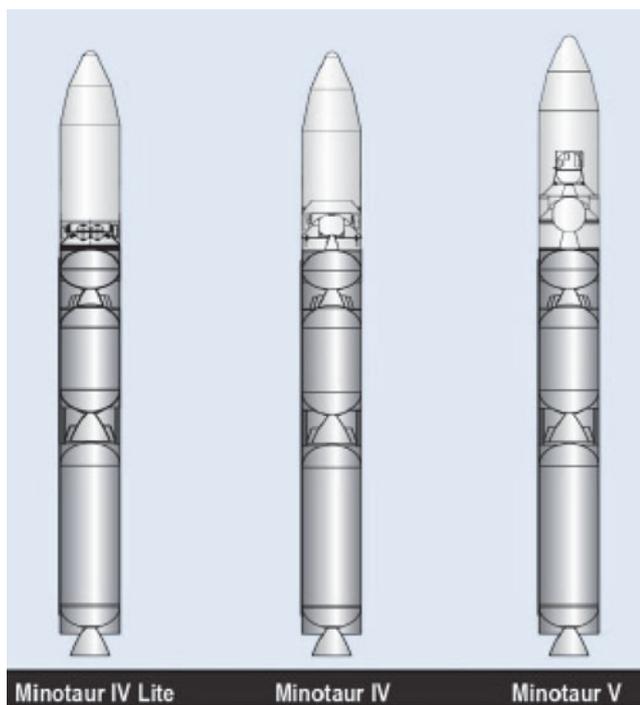


Рисунок 1. Сравнение ракет-носителей "Minotaur 4" и "Minotaur 5" (источник: Minotaur IV Users Guide <http://www.orbital.com/LaunchSystems/Publications/Minotaur IV Guide.pdf>).

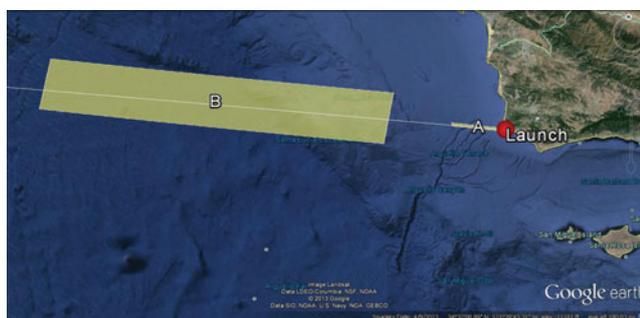


Рисунок 2. Зоны NOTMAR A и B (источник: GoogleEarth).



Рисунок 3. Зоны NOTMAR B и C. Приблизительная проекция траектории ракеты-носителя на земную поверхность показана тонкой белой линией (источник: GoogleEarth).

Зона А, которая простирается примерно на 30 км от пусковой площадки, предположительно относится к падению корпуса первой ступени (смотрите таблицу 3).

Большой размер зоны В, которая располагается на расстояниях от 60 до 250 км от пусковой площадки,

предположительно относится к падению обтекателя полезной нагрузки, поскольку большое значение отношения площади и массы обтекателя приводит к сильному влиянию атмосферы на его падение на Землю, с чем связана большая неопределенность в расположении места падения. Это может указывать на сравнительно ранний сброс обтекателя во время работы второй ступени, что типично для запусков, в которых ракетные двигатели разгоняют относительно небольшую массу<sup>8</sup>.

Таблица 3. В этой таблице приводятся приблизительные расстояния от двух границ каждой зоны NOTMAR до точки запуска.

ЗОНА	Расстояния от двух границ зоны до точки запуска
A	0 – 30
B	60 – 250
C	570 – 780
D	2 300 – 3 600

Зона С предположительно является зоной падения корпуса второй ступени. На рисунке 4 показаны зоны В и С вместе с зоной D, которая предположительно является зоной падения корпуса третьей ступени и располагается вблизи Гавайских островов. Из этого рисунка очевидно, что для этого испытательного полета, который следует по маршруту "А", вторая ступень ракеты-носителя "Minotaur" продолжала движение в первоначальном направлении запуска, а третья ступень использовалась для поворота траектории примерно на 16 градусов от этого направления, направляя по относительно прямому пути к намечаемой точке падения вблизи атолла Кваджелейн. Ниже этот поворот будет называться маневром излома. Приблизительная проекция траектории ракеты-носителя на земную поверхность на рисунках 2, 3 и 4 показана тонкой белой линией.

В описаниях испытаний указано, что ракета-носитель "Minotaur" предоставляет больше скорости, чем это требуется для траектории "А" и что для уменьшения скорости в конце участка разгона требуются "маневры управления энергией"<sup>9</sup>, так что маневр излома третьей ступени может служить способом уменьшения энергии на для траектории "А".

Для запланированного полета по траектории "В" проекция траектории ракеты-носителя на земную поверхность в начале полета была такой же, как у траектории "А", но затем она продолжалась в том же самом направлении вдоль всего участка разгона. Возможно, что ранняя часть полета проектировалась с учетом требований траектории "В". Поля падения для траектории "В" никогда не раскрывались; для этого анализа мы предполагаем, что зоны А, В и С являются теми же самыми, которые были объявлены для траектории А.



Рисунок 4. Зоны NOTMAR В, С и D (источник: GoogleEarth).

## АНАЛИЗ УЧАСТКА РАЗГОНА

Представленный выше итеративный анализ, в котором используется ракета-носитель "Minotaur" с параметрами, приведенными в таблице 2, показывает, что масса планера НТВ-2 приблизительно равна 1 000 кг. Эта масса используется в обсуждаемых ниже расчетах траектории.

Поле падения первой ступени находится так близко к пусковой площадке, что эта ступень должна будет двигаться почти вертикально, что позволяет ракете-носителю быстро набирать высоту (смотрите рисунок 5). Моделирование показывает, что угол в момент выгорания ступени будет равен примерно 87 градусам (3 градуса от вертикали), скорость будет равна 1,4 км/с, а высота равна 32 км.

Во время работы второй ступени ракета-носитель начнет поворачиваться и траектория станет более пологой. Угол в момент выгорания второй ступени будет равен примерно 10 градусам, а скорость будет равна 3 км/с (смотрите рисунок 5).

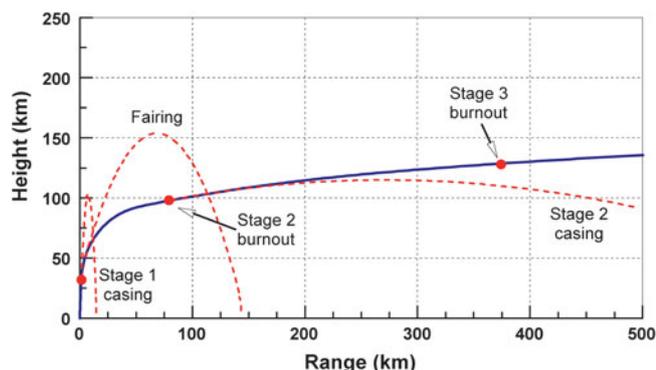


Рисунок 5. На этом рисунке показан активный участок ракеты-носителя "Minotaur" на траектории "А" (сплошная линия), расположения моментов выгорания двигателей (точки) и траектории пустых первой и второй ступеней, и обтекателя (штриховые линии). По горизонтальной оси отложена дальность (в км), по вертикальной оси – высота в км. Надписи на рисунке (слева направо): 1 – корпус ступени 1; 2 – обтекатель; 3 – выгорание ступени 2; 4 – выгорание ступени 3; 5 – корпус ступени 2.

Результаты не очень чувствительны к моменту сброса обтекателя, который должен произойти во время работы второй ступени, если зона В соответствует обтекателю. В проведенных расчетах обтекатель должен быть сброшен на высоте 50 км для того, чтобы упасть вблизи центра зоны падения (это произойдет на 69-ой секунде полета). В момент сброса скорость ракеты-носителя будет равна всего лишь 1,5 км/с, так что динамическое давление ( $\rho V^2$ ) составит всего 1% от своего максимального значения, которое достигается на высоте 11 км. Поэтому сброс обтекателя в этот момент не создаст проблем для полезной нагрузки. Сброс обтекателя на высоте 60 км приведет к тому, что обтекатель окажется на дальнем краю зоны падения; при еще более позднем сбросе он приземлится за пределами зоны падения.

Кривая полета, показанная на рисунке 5, одинакова для траекторий "А" и "В" вплоть до выгорания ступени 2.

### Траектория "А"

Мы должны оценить для траектории "А" количество энергии, использованное для поворота плоскости траектории на 16 градусов в маневре излома, показанном на рисунке 3. Общая способность ракетной ступени ускорять – для увеличения скорости или для маневра – характеризуется приращением скорости, или  $\Delta V$ . Общее  $\Delta V$  для третьей ступени ракеты-носителя "Minotaur" равно<sup>10</sup>:

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln \left( M_i / M_f \right) \quad (1)$$

где  $M_i$  – масса ступени и полезной нагрузки в начале работы третьей ступени,  $I_{sp}$  – удельный импульс ракетного двигателя,  $M_f$  – масса ступени и полезной нагрузки в конце работы третьей ступени, и  $g_0 = 9,8$  м/с. В этом случае  $M_i = 7,71 + 0,8 + 1,0 = 9,51$  т и  $M_f = M_i - 7,07 = 2,44$  т, где 7,71 и 7,07 равны соответственно полной массе и массе топлива третьей ступени (смотрите таблицу 1), 0,8 – дополнительная масса конструкции ракеты-носителя и 1,0 – масса полезной нагрузки. Согласно уравнению (1), при  $I_{sp} = 300$  с  $\Delta V = 4,0$  км/с. Поскольку в этой точке траектория по существу горизонтальна, потери из-за гравитации пренебрежительно малы, и все  $\Delta V$  доступно для увеличения скорости или маневрирования<sup>11</sup>.

Требуемое для изменения направления на угол  $\theta$  скорости  $V$  объекта  $\Delta V$  равно<sup>12</sup>:

$$\Delta V = 2V \sin(\theta/2) \quad (2)$$

Как отмечалось, маневр излома соответствует углу  $\theta$ , равному 16 градусам. Для траектории "А" во время работы третьей ступени скорость увеличивается от 3 до 6 км. Уравнение (2) показывает, что при меньших скоростях  $V$  для поворота требуется меньшее приращение  $\Delta V$ , так что предполагалось, что маневр произво-

дится приложением поперечной тяги на начальной стадии работы третьей ступени, где скорость изменяется от 3 до 4,5 км/с. Используя среднюю скорость  $V = (3 + 4,5)/2$ , из уравнения (2) можно получить, что для маневра потребуется  $\Delta V = 1,0$  км/с.

Этот результат показывает, что для маневра излома потребуется приблизительно одна четверть от общего  $\Delta V$  ступени. Поэтому при расчете активного участка траектории "А" тяга третьей ступени при учете энергии, использованной в маневре, сократится примерно на 25%.

Расчеты траектории показывают, что включение этого маневра может воспроизвести траекторию, которая выполняет условия в точке входа в атмосферу из таблицы 1 для траектории "А" через 435 с после запуска, и что это произойдет на расстоянии примерно в 1 800 км от пусковой площадки. Эти расчеты дают также точки падения для ступеней и обтекателя ракеты-носителя "Minotaur" в заявленных зонах NOTMAR.

В этом случае третья ступень прекращает работу при скорости в 6,0 км/с с углом возвышения 3,7 градуса на высоте 123 км. Корпус третьей ступени падает на расстоянии 2 500 км.

### Траектория "В"

Предполагается, что на траектории "В" не будут использоваться маневры сброса энергии. В этом случае третья ступень прекращает работу при скорости в 7,1 км/с с углом возвышения 0,8 градуса на высоте 110 км; рассчитанная траектория показана на рисунке 6 пунктирной линией. Корпус третьей ступени падает на расстоянии 3 200 км.

Расчеты траектории показывают, что эта траектория выполняет условия в точке входа в атмосферу из таблицы 1 для траектории "В" через 376 с после запуска, и что это произойдет на расстоянии примерно в 1 700 км от пусковой площадки. Эти расчеты дают также точки падения для ступеней и обтекателя ракеты-носителя "Minotaur" в заявленных зонах NOTMAR.

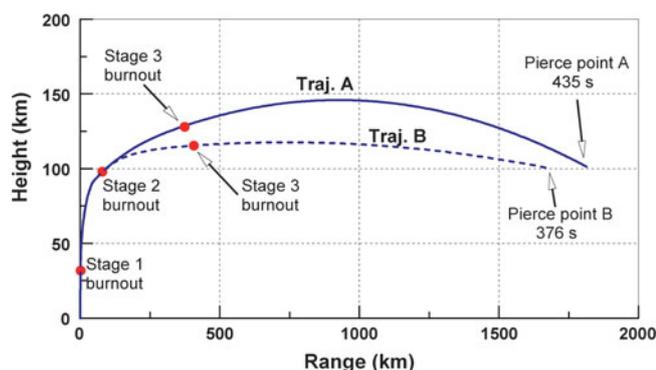


Рисунок 6. На этом рисунке сравниваются траектории "А" и "В" от запуска до точки входа в атмосферу (на высоте 100 км). Отметим, что вертикальная ось растянута по сравнению с горизонтальной, что преувеличивает различие между траекториями в углах входа в атмосферу. По горизонтальной оси отложена дальность (в км), по вертикальной оси — высота (в км). Надписи на рисунке (слева направо): 1 — выгорание ступени 1; 2 — выгорание ступени 2; 3 — выгорание ступени 3; 4 — выгорание ступени 3; 5 — траектория А; 6 — траектория В; 7 — вход в атмосферу В; 8 — вход в атмосферу А.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Эти расчеты показывают, что использование параметров для ракеты-носителя "Minotaur 4-Lite" и местоположений полей ступеней из уведомления NOTMAR для испытания в апреле 2010 года позволяет найти траектории активного участка, которые дают параметры входа в атмосферу, совпадающие с объявленными Управлением перспективных исследований Министерства обороны США (DARPA) для обеих траекторий "А" и "В".

Кроме того, из этих расчетов следует, что масса планера HTV-2 приблизительно равна 1 000 кг.

Как отмечалось выше, эти расчеты предполагают, что траектория "В" не требует маневров управления энергией, и что единственным таким маневром, требующимся для траектории "А", является маневр излома. Если, однако, суммарная масса планера HTV-2 и конструкции ракеты-носителя будет значительно меньше предполагавшейся выше, то для обеих траекторий могут потребоваться дополнительные маневры, которые будут тогда более сложными, чем показанные выше простые формы.

## Техническое замечание

Поскольку основной целью статьи является траектория запуска только на ранней стадии полета, в расчетах можно использовать уравнения движения ракеты-носителя для круглой не вращающейся Земли с атмосферой<sup>13</sup>. Сила тяги первой ступени будет меняться с высотой из-за изменения атмосферного давления на срезе сопла двигателя:

$$T(h) = T(0) + A_{\text{Nozzle}} (p(0) - p(h)) \quad (3)$$

где  $A_{\text{Nozzle}}$  – площадь среза сопла,  $T(h)$  – сила тяги на высоте  $h$ , и  $p(h)$  – атмосферное давление на высоте  $h$ . Значения силы тяги первой ступени в таблице 2, вместе с  $p(0) = 101\,325 \text{ Н/м}^2$  на уровне моря могут быть использованы для определения  $A_{\text{Nozzle}} = 1,7 \text{ м}^2$ .

## ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. James M. Acton, "Hypersonic Boost-Glide Weapons", *Science & Global Security*, 23, (2015): 191-219.
2. Orbital Science Corporation's Users Guide for the Minotaur, Table 2.5.2-1, 57, June 2013, [http://www.orbital.com/LaunchSystems/Publications/Minotaur\\_IV\\_Guide.pdf](http://www.orbital.com/LaunchSystems/Publications/Minotaur_IV_Guide.pdf).
3. T. Huynh and J. Kriz, "Final Environmental Assessment for Hypersonic Technology Vehicle 2 Flight Tests," 28 April 2009, <http://www.dtic.mil/get-tr-doc/pdf?AD=ADA544343>.
4. Spaceflight 101, "Minotaur V Launch Vehicle Information," <http://www.spaceflight101.com/minotaur-v-launch-vehicle-information.html>.
5. Это взято из документа "NASA press kit for LADEE mission", и это применимо к варианту M-V с верхними ступенями Star 48BV и Star 37FM: <http://www.nasa.gov/sites/default/files/files/LADEE-Press-Kit-08292013.pdf>.
6. Для ракеты-носителя Minotaur V это включает массу двух дополнительных ступеней: 2,16 т для Star 48VB и 1,15 т для Star 37FM (смотрите ATK Space Propulsion Products Catalog, <http://www.atk.com/wp-content/uploads/2013/02/ATK-Motor-Catalog-2012.pdf>.)
7. Notice to Mariners, 1 May 2010, 111.1—10, [http://msi.nga.mil/MSISiteContent/StaticFiles/NAV\\_PUBS/UNTM/201018/NtM\\_18-2010.pdf](http://msi.nga.mil/MSISiteContent/StaticFiles/NAV_PUBS/UNTM/201018/NtM_18-2010.pdf)
8. Эта временная циклограмма не согласуется с анимацией сегментов запуска DARPA, которая показывает, что обтекатель полезной нагрузки был сброшен позже на участке разгона, незадолго перед тем, как планер HTV-2 отделился от верхней ступени ракеты-носителя; смотрите <http://www.darpa.mil/Flight%20overview%20slide-UPDATED%20as%20of%2029%20Jul%2011.html>.
9. G. Warwick, "DARPA's HTV-2 Didn't Phone Home," *Aviation Week Blog*, 24 April 2010, <http://www.aviationweek.com/Blogs.aspx?plckBlogId=Blog:27ec4a53-dcc8-42d0-bd3a-01329aef79a7&plckPostId=Blog:27ec4a53-dcc8-42d0-bd3a-01329aef79a7> Post:70769585-4348-4701-889a-f02c58f38314.
10. D. Wright, L. Grego, and L. Gronlund, "The Physics of Space Security," *Union of Concerned Scientists*, 75, 2005. [http://www.ucsusa.org/nuclear\\_weapons\\_and\\_globalsecurity/solutions/space-weapons/the-physics-of-space-security.html](http://www.ucsusa.org/nuclear_weapons_and_globalsecurity/solutions/space-weapons/the-physics-of-space-security.html).
11. В качестве проверки, расчет траектории "В" показывает, что во время работы третьей ступени скорость ступени возросла на 4 км/с.
12. Wright et al., 64 (ссылка 10).
13. Смотрите Appendix B, L. Gronlund and D. Wright, "Depressed Trajectory SLBMs," *Science and Global Security* 3 (1992): 101-159, <http://scienceandglobalsecurity.org/archive/sgs03gronlund.pdf>.