

ОБЩАЯ ПРОГРАММА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ: GUI_MISSILE_FLYOUT

Джеффри Форден

Программа GUI_Missile_Flyout – это автономная программа, работающая в среде Windows, для моделирования баллистических ракет с 1, 2, или 3 ступенями в модели сферической вращающейся Земли. Пользователи могут легко ввести все необходимые параметры в интуитивном графическом интерфейсе пользователя (GUI). Небольшое количество параметров может быть интерактивно нарисовано в интерфейсе, но полная траектория может быть сохранена для дальнейшего анализа в программах Excel или Matlab. Траектория может быть также непосредственно выведена для визуализации в программе Google Earth. Графический интерфейс пользователя (GUI) может быть использован для оптимизации параметров наклона для достижения максимальной дальности или нацеливания на конкретную цель (вводимую, как и площадка запуска) через пары значений широты и долготы. В дополнение к введению для использования программы, в этой статье описывается интеграция уравнений движения с тремя степенями свободы и аппроксимаций, принятых для аэродинамики (таких, как параметризованный коэффициент лобового сопротивления, C_d). Программа легко доступна в сети Интернет по адресу: <http://mit.edu/stgs/downloads.html>. Хотя она и была написана с использованием программы MATLAB, пользователю не обязательно иметь эту программу.

Джеффри Форден работает в Массачусетском технологическом институте, Кембридж, штат Массачусетс, США, по Программе «Наука, техника, и общество».

Статья получена редакцией 12 декабря 2006 года и принята к опубликованию 13 апреля 2007 года.

Почтовый адрес для корреспонденций: Geoffrey Forden, MIT, E51-163, 77, Massachusetts Ave., Cambridge, MA 02139-4307. E-mail.: Forden@mit.edu.

ВВЕДЕНИЕ

Значительный вклад в дебаты по политике национальной безопасности был сделан аналитиками, которые моделировали траектории баллистических ракет¹. С учетом продолжающихся дебатов по ракетной программе Северной Кореи, Национальной противоракетной обороны, и размещения оружия в космосе, вероятно, что так будет продолжаться и в будущем. Тем не менее, моделирование баллистических ракет не является таким хорошо известным или доступным средством, как можно было надеяться. Для того, чтобы сделать такие дебаты более доступными и чтобы способствовать обмену знаниями, мы написали программу, которая может моделировать баллистические ракеты от артиллерийских ракет малого радиуса действия до межконтинентальных баллистических ракет. Особое внимание было уделено тому, чтобы сделать программу легкой в обращении через графический интерфейс пользователя. Она предоставляется сообществу бесплатно через сеть Интернет по адресу <http://mit.edu/stgs/downloads.html>.

Для того, чтобы пользователь понял физическое моделирование, в этой статье описываются уравнения движения, которые используются для моделирования траектории и их реализация в программе. Также обсуждаются практические подробности, такие, как методы, используемые для гравитационных поворотов. Затем мы переходим к иллюстрации использования программы посредством анализа трех примеров: иракской ракеты «Эль-Хуссейн» с отделяющейся боеголовкой, различия в дальности при запуске ракеты «Теподонг I» на запад и на восток, и дальность Суперпушки со снарядом «Мартлет 2Г-1» - концепции запуска на орбиту, разработанной Джерардом Булломом². Эти примеры должны помочь пользователю моделировать широкий диапазон ракет от неуправляемых наземных ракет (FROG) до кос-

мических ракет-носителей, используя одну и ту же программу.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Уравнения движения ракеты, движущейся в атмосфере вокруг сферической вращающейся Земли, таковы³:

$$\vec{F} = m(t)\vec{g} - 2m(t)(\vec{\omega}_{\oplus} \times \vec{v}) + m(t)(\vec{\omega}_{\oplus} \times \vec{r}_m \times \vec{\omega}_{\oplus}) + \vec{T} + \vec{F}_{aero}(\vec{v}) \quad (1)$$

Все члены в этом уравнении являются функциями времени, за исключением скорости вращения Земли, $\vec{\omega}_{\oplus}$, которая выражается в радианах в секунду. Даже местное ускорение силы тяжести \vec{g} изменяет направление по ходу траектории (положение ракеты по отношению к центру Земли дается \vec{r}_m), и, в меньшей степени, свою величину. Масса $m(t)$ изменяется по мере выгорания топлива и окислителя. Тяга \vec{T} изменяется не только при переходе от ступени к ступени и обращается в нуль при выгорании топлива в последней ступени, но также изменяет направление, когда ракета осуществляет «гравитационный поворот»⁴. Фактически, изменение направления тяги в наклоне инициирует гравитационный поворот. Аэродинамическая сила $\vec{F}_{aero}(\vec{v})$ зависит от нескольких переменных, не только от скорости \vec{v} . Более подробное моделирование, чем описанное здесь, должно включать также подъемную силу \vec{F}_L , как это показано в уравнении 2.

$$\vec{F}_{aero}(\vec{v}) = \vec{F}_L(\vec{v}) + \vec{F}_D(\vec{v}) \quad (2)$$

Однако, для того, чтобы получить более реалистичное моделирование подъемных сил, следует принимать во внимание ориентацию ракеты по отношению к ее скорости. Это должно включать еще три степени свободы (сделав его расчетом с шестью степенями свободы) и значительно большее количество параметров⁵. Это столь же верно для сил лобового сопротивления, но мы примем предположение о том, что угол атаки достаточно мал, чтобы игнорировать эти осложнения. Вообще говоря, баллистические ракеты считаются слишком непрочными для того, чтобы иметь очень большие углы атаки, даже хотя и малые углы атаки могут приводить к большим эффектам, мы делаем предположение, что существенными будут только силы лобового сопротивления. Мы делаем дальнейшее предположение о том, что сила торможения определяется скоростью ракеты, площадью ее поперечного сечения A , коэффициентом лобового сопротивления, определяемым формой ракеты C_D , и плотностью атмосферы ρ , и что она противоположна скорости ракеты, как в уравнении 3. Отсутствие зависимости от угла атаки является основой расчета с тремя степенями свободы.

$$\vec{F}_D(\vec{v}) \cong -\frac{1}{2}\rho C_D A v \vec{v} \quad (3)$$

При расчете силы торможения плотность атмосферы предполагалась экспоненциально зависящей от высоты. Для ступени ракеты коэффициент лобового сопротивления C_D сильнее всего изменяется, когда скорость ракеты переходит скорость звука, т.е. число Маха, равное 1. Вообще говоря, форма зависимости коэффициента лобового сопротивления от скорости ракеты зависит от физической формы ракеты. Однако в качестве приближения мы предполагаем, что коэффициент лобового сопротивления для всех ракет может быть представлен кусочно-линейной функцией, каковая показана на рис. 1⁶.

Интегрирование уравнений движения

Обычной аппроксимацией для уравнений движения в формуле 1 было предположение о плоской не вращающейся Земле, даже если траектория рисовалась на круглой Земле. В этом предположении силы, действующие на ракету, могут быть аппроксимированы уравнением 4, в котором \vec{k} - это единичный вектор вдоль оси y .

$$\vec{F} \cong -mg\vec{k} + \vec{T} - \frac{1}{2}\rho C_D A v \vec{v} \quad (4)$$

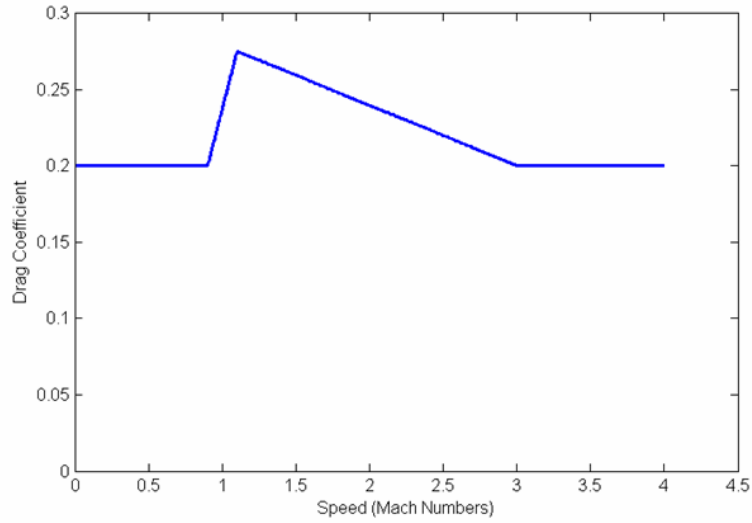


Рис.1. Приближение, используемое для коэффициента лобового сопротивления как функции от скорости ракеты. По горизонтальной оси отложено число Маха (скорость), а по вертикальной оси – коэффициент лобового сопротивления.

В этом предположении и начиная с нулевой начальной скорости одиночная плоскость содержит все силы, действующие на ракету, так же как и полную траекторию. В то время как это предположение является разумным для тактических ракет, таких, как СКАД-Б с дальностью 300 км, оно намного хуже для межконтинентальных баллистических ракет (МБР), как это будет более подробно обсуждаться ниже в разделе «Примеры использования».

Однако, современные компьютерные программы, которые специализируются на манипуляциях с матрицами, такие, как MATLAB, делают возможным легко выполнять то, что рассматривалось как очень сложные вычисления для персональных компьютеров. Поэтому полное уравнение движения, представленное в уравнении 5 с точно записанным приближением торможения, может быть легко проинтегрировано с использованием правила Симпсона.

$$\vec{F} = m(t)\vec{g} - 2m(t)(\vec{\omega}_{\oplus} \times \vec{v}) + m(t)(\vec{\omega}_{\oplus} \times \vec{r}_m \times \vec{\omega}_{\oplus}) + \vec{T} - \frac{1}{2}\rho C_D A v \vec{v} \quad (5)$$

Если текущее положение ракеты, ее скорость, и тяга представлены векторами

$$\vec{r}_m = \begin{pmatrix} x_m \\ y_m \\ z_m \end{pmatrix} \quad \vec{v}_m = \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} \quad \vec{T} = \begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix}$$

где скорость вращения Земли и местное ускорение силы тяжести представлены как

$$\vec{\omega}_{\oplus} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{\oplus} \end{pmatrix} \quad \vec{g} = \begin{pmatrix} -MGx_m / r_m^3 \\ -MGy_m / r_m^3 \\ -MGz_m / r_m^3 \end{pmatrix}$$

где G – универсальная гравитационная постоянная и M – масса Земли.

Формулы уравнений движения для MATLAB тогда становятся такими:

$$m(t)\vec{a} = m(t)\vec{g} - 2m(t)\text{cross}(\vec{\omega}_{\oplus}, \vec{v}) + m(t)\text{cross}(\text{cross}(\vec{\omega}_{\oplus}, \vec{r}_m), \vec{\omega}_{\oplus}) + \vec{T} - \frac{1}{2}\rho(r_m - R_E)C_D A \vec{v} \cdot \text{norm}(\vec{v}) \quad (6)$$

где R_E – радиус Земли, $\text{cross}(\vec{\omega}_{\oplus}, \vec{v})$ – это функция программы MATLAB для расчета векторного произведения, и функция $\text{norm}(\vec{v})$ просто возвращает величину вектора скорости. С этой формулой скорость на шаге $n+1$ может быть найдена из скорости и положения на шаге n из выражения

$$\Delta\vec{v}_{n+1} = \left[\vec{g} - 2\text{cross}(\vec{\omega}_{\oplus}, \vec{v}_n) + \frac{\vec{T}_n}{m(t)} - \frac{1}{2m(t)}\rho(r_{m,n} - R_E)C_D A \vec{v}_n \cdot \text{norm}(\vec{v}_n) \right] \Delta t \quad (7)$$

и

$$\vec{v}_{n+1} = \vec{v}_n + \Delta\vec{v}_{n+1}$$

Аналогично, положение на шаге $n+1$ задается как

$$\vec{r}_{n+1} = \vec{r}_n + \vec{v}_{n+1}\Delta t$$

Относительная величина тяги, ускорения силы тяжести, торможения, и неинерциальных сил иллюстрируются на рис. 2, который показывает различные силы (нормированные делением на массу ракеты) для двухступенчатой ракеты «Теподонг-1» через 21 секунду после старта.

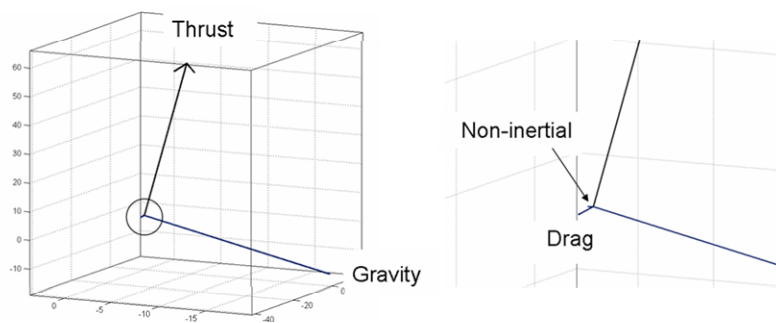


Рис. 2. Силы (деленные на массу ракеты), действующие на ракету «Теподонг I» через 21 секунду после запуска (в футах на секунду в квадрате). Правая сторона показывает увеличенную область в кружке, чтобы лучше представить торможение и неинерциальные силы. Отметим также, что отношение масштабов на осях на рисунке таково, что масштабы по направлениям x , y , и z не одинаковы, что приводит к кажущемуся превышению силы тяжести над силой тяги, что на самом деле не так. Надписи в левой части рисунка (сверху вниз): 1 – тяга; 2 – сила тяжести. Надписи в правой части рисунка (сверху вниз): 1 – неинерциальные силы; 2 – торможение.

Как можно увидеть, сила тяги значительно превосходит кориолисовы и центробежные силы, что объясняет, почему моделирование тактических ракет может обоснованно пренебрегать этими неинерциальными эффектами. Также заметным является угол между векторами тяги и торможения. Частично это связано с углом зрения на векторы, который усиливает это впечатление. Однако, частично это реально. Поскольку вектор лобового сопротивления противоположен вектору скорости ракеты, это означает, что для этой конкретной ситуации, в которой используются параметры для оптимизации максимальной дальности, угол между силой тяги и скоростью ракеты довольно велик.

Вообще говоря, управляемые ракеты поднимаются вертикально, т.е. с углом наклона в 90° к горизонту, и затем переходят в «гравитационный поворот» в направлении цели, немного отклоняя вектор тяги от оси. Для ракеты это вводит момент, который в конце концов поворачивает ракету в желательном направлении. Для моделирования с тремя степенями

свободы, однако, этот момент нельзя смоделировать физически осмысленным способом. Вместо того в этой программе (также, как и в других) вектор тяги просто отклоняется от вертикали, заставляя другие компоненты скорости увеличиваться⁷. На практике это осуществляется использованием двух параметров: так называемого угла подъема θ_{loft} и скорости изменения угла подъема $\dot{\theta}_{loft}$. Угол подъема указывает максимальный угол отклонения вектора тяги от вертикали, который может быть достигнут, а скорость изменения угла подъема описывает, как быстро вектор тяги отклоняется от вертикали. Поэтому отклонение вектора тяги от местной вертикали определяется как

$$\theta = \begin{cases} 90^\circ - \dot{\theta}_{loft}t & 90^\circ - \dot{\theta}_{loft}t \geq \theta_{loft} \\ \theta_{loft} & 90^\circ - \dot{\theta}_{loft}t < \theta_{loft} \end{cases} \quad (8)$$

Эта формула может ввести в моделирование меньший физический смысл. Например, представляется, что для ракеты с относительно небольшим ускорением, и следовательно, с относительно малой скоростью на малых высотах, такой, как «Теподонг I», программа максимизации дальности будет стремиться поворачивать тягу быстрее, чем это можно делать для реальной ракеты, поскольку она не беспокоится о моментах,рывающих корпус ракеты. Поэтому, если сила торможения (которая зависит от v^2) является относительно малой на малых высотах, ракета может использовать свою тягу для увеличения горизонтальной компоненты скорости. Для более быстрой ракеты, такой, как СКАД-Б, представляется лучшим подняться выше и оставить большую часть атмосферы за собой перед поворотом. Будущая версия программы попытается разрешить эту проблему вводом устанавливаемых пользователем пределов для оптимизации диапазона угла подъема.

РЕАЛИЗАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ: ПРОГРАММА GUI_MISSILE_FLYOUT

Программа использует графический интерфейс пользователя (GUI) для изменения параметров ракеты. Этот графический интерфейс пользователя (GUI) показан на рис. 3. Эти параметры собраны в несколько функциональных групп. Например, параметры, необходимые для характеристики каждой ступени, группируются вместе. Поэтому массы сухой и заправленной ракеты находятся на той же панели, что и длительность работы ступени и удельный импульс. Параметры площадки запуска, ее широта и долгота, также как и азимут траектории ракеты и ее угол подъема и скорость изменения угла подъема сгруппированы на другой панели.

Табл. 1. Параметры ракет для включенных моделей.

	СКАД-Б ²	Эль-Хуссейн	Нодонг ³	Теподонг I ¹	
				Ступень 1	Ступень 2
Сухой вес (кг)	1198	1334	3900	3800	1198
Заправленный вес (кг)	4897	6073	19900	19900	4897
Удельный импульс (с)	230	230	240	240	230
Время работы (с)	75	90	70	70	75
Диаметр (м)	0.84	0.84	0.88	0.88	0.84
Полезная нагрузка (кг)	1000	191	1000	454	

1. Federation of American Scientists, <http://www.fas.org/nuke/guide/dprk/missile/td-1.htm>, было доступно 5 декабря 2006 г.

2. Параметры для СКАД-Б и Эль-Хуссейн: Lewis, George N., and Theodore A. Postol, 1993, 'Video Evidence on the Effectiveness of Patriot during the 1991 Gulf War,' Science and Global Security, Vol. 4, pp. 1–63.

3. David c. Wright and Timur Kadyshchev, 'An Analysis of the North Korean Nodong Missile', Science and Global Security, vol. 4 (1994), pp. 129-160.

В программу включены предварительно подготовленные модели с четырьмя наборами параметров ракет. Они показаны ниже в табл. 1. Пользователь может создать дополнитель-

ные модели, изменяя показанные в графическом интерфейсе пользователя (GUI) параметры, или создавая новую модель ракеты «с нуля», выбрав позицию «Создать новую модель ракеты на панели» в спускающемся меню «Ракета» в полосе меню. Эти новые модели ракет могут быть сохранены, снова с помощью меню «Ракета» для дальнейшего использования⁸.

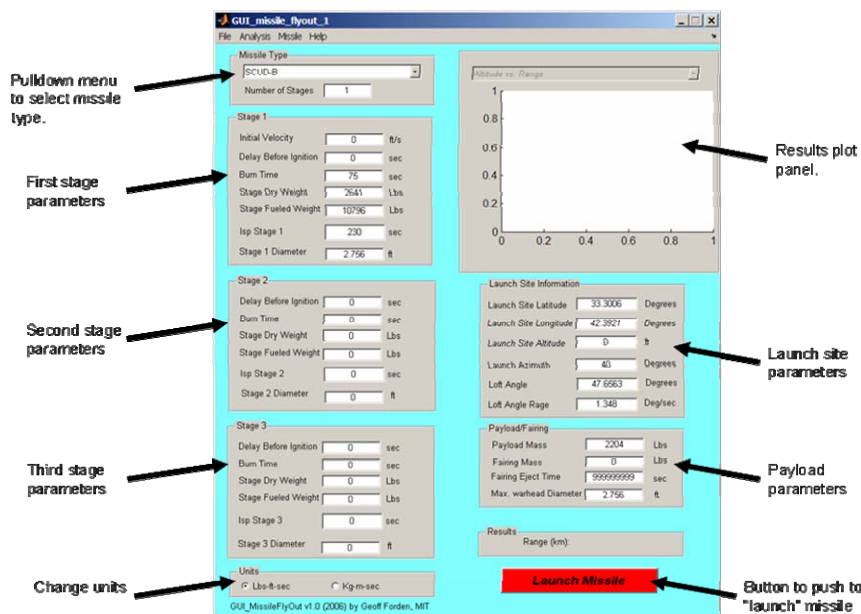


Рис. 3. Графический интерфейс пользователя, используемый для изменения параметров ракеты. Надписи слева (сверху вниз): 1 – название текущей ракеты; 2 - параметры первой ступени; 3 – параметры второй ступени; 4 – параметры третьей ступени; 5 – изменение единиц измерения на панели. Надписи справа (сверху вниз): 1 – график результатов; 2 – параметры площадки запуска; 3 – параметры полезной нагрузки; 4 – кнопка «запуска» ракеты.

Ограниченное количество графиков траекторных параметров, таких, как дальность, высота, и ускорение доступны для вывода через графический интерфейс пользователя (GUI). Возможно также сохранить большой набор характеристик траектории в файлах MATLAB или EXCEL, используя вариант «Сохранить текущую траекторию» в спускающемся меню «Ракета» в полосе меню. Кроме того, можно сохранить траекторию в файле, доступном для чтения программой GOOGLE EARTH для визуализации траектории.

ПРИМЕРЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

В этом разделе использование программы иллюстрируется тремя примерами. Эти примеры укажут на некоторые отличительные особенности программы. В первом примере изучается влияние отделения боеголовки на дальность. Во втором примере исследуются различия между запусками одинаковых ракет на запад и на восток. И в третьем примере рассматривается дальность иракской Суперпушки.

Ракета «Эль-Хуссейн» с отделяющейся боеголовкой

Ираку было известно о проблемах, связанных с разрушением корпуса⁹ ракеты «Эль-Хуссейн» и в 1990 году они решили, что отделяющаяся боеголовка необходима для улучшения точности¹⁰. Повышенная точность получается из-за того, что корпус ракеты, когда он соединен с боеголовкой, снижается с большими и флуктуирующими углами атаки. Возникающие аэродинамические силы, включая наиболее важные аэродинамические силы, которые вызывают поперечные ускорения, намного превышающие ускорение свободного падения, приводят к большому разбросу точек падения. Отделяющаяся боеголовка будет гораздо более устойчивой во время спуска и она лучше выравнивается с вектором скорости. Однако, отделяющаяся боеголовка в действительности уменьшит баллистический коэффициент, если сохранить наивный расчет с делением массы ракеты на площадь поперечного сечения¹¹.

Тогда возникает интересный технический вопрос: каково будет влияние отделение боеголовки на дальность ракеты? С помощью программы GUI_Missile_Flyout это легко рассчитать¹². Одним из способов сделать это будет выбор ракеты «Эль-Хуссейн» в поле выбора типа ракеты и изменить количество ступеней на две. Затем время работы второй ступени должно быть изменено до некоторой большой величины (программа «сбрасывает» массу предыдущей ступени после того, как будет запущена следующая ступень), скажем в 5000 секунд. Затем установим веса сухой и заправленной второй ступеней равными весу полезной нагрузки, что фактически приведет к ступени с нулевой тягой, и обнулیم массу полезной нагрузки, чтобы не считать ее два раза. Время отделения боеголовки можно установить, изменяя параметр «Задержка перед зажиганием» второй ступени. Нулевая задержка перед зажиганием соответствует отделению боеголовки немедленно после выгорания первой ступени. Для ракеты «Эль-Хуссейн» это соответствует высоте в 47 км и скорости в 2,3 км/с, как можно определить, прогнав программу и сохраняя траекторию в файле EXCEL. Высота в 47 км велика, но и там имеется достаточно сильное сопротивление атмосферы.

В модели рассчитывается сопротивление атмосферы с применением того же коэффициента лобового сопротивления C_D , который используется для всей ракеты, и естественно, что такой же параметр используется для всех ракет. Однако, при сбросе массы первой ступени, вызываемое торможением эффективное «ускорение» значительно возрастет, как это показано на рис. 4, который показывает аэродинамическое замедление боеголовки с ее отделением, и без него.

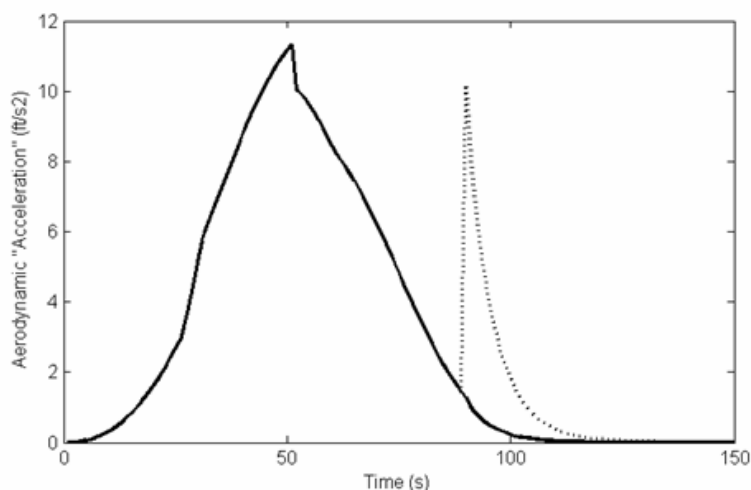


Рис. 4. Аэродинамическое «замедление» ракеты «Эль-Хуссейн». На горизонтальной оси показано время в секундах, на вертикальной оси - аэродинамическое «замедление» в m/s^2 .

В табл. 2 показаны дальности для одной и той же ракеты «Эль-Хуссейн» без отделения, с отделением далеко за пределами атмосферы (через 150 секунд после запуска, что соответствует высоте в 119 км), и с отделением сразу же после выгорания. Если отделение происходит сразу же после выгорания, то потеря дальности составит 14 км, предполагая, что ракета «Эль-Хуссейн» без отделения боеголовки будет устойчивой и направленной вдоль вектора скорости по всей траектории. Даже отделение боеголовки за пределами атмосферы (граница которой произвольно выбрана как 100 км) приведет к заметной потере дальности в 6 км. Более позднее отделение боеголовки, конечно, сократит эту потерю дальности.

Различие между траекториями, направленным на восток и на запад

Каково влияние запуска ракеты на восток или на запад? Это влияние может иметь важное политическое значение. Например, Резолюция 687 Совета Безопасности ООН разрешила Ираку разрабатывать ракеты с дальностью менее 150 км. Режим контроля ракетных технологий ограничивает продажу ракетных технологий для дальности выше 300 км¹⁴. Ирак мог

быть осведомлен об этом, испытывая свои ракеты в западном направлении после первой войны в Заливе, в направлении, уменьшающем дальность. Но насколько сильно это влияние¹⁵? И опять это легко рассчитать, используя эту программу.

Встроенные модели были оптимизированы для траекторий, которые имели азимут в 40° к востоку от севера (восток - 90°, юг - 180°, и запад - 270°). Каждую траекторию следует повторно оптимизировать для новых траекторий на восток и на запад. Для того, чтобы сделать это, выберите тип ракеты и затем измените азимут запуска, просто переписав азимут, указанный в графическом интерфейсе. После этого параметры ракеты могут быть оптимизированы выбором «Максимальная дальность» в спускающемся меню «Анализ» для каждой модели и каждого азимута. Получающиеся максимальные дальности показаны в табл. 3. Эти результаты показаны графически на рис. 5. Интересно отметить, что используя параметры, оптимизированные для максимальной дальности ракеты «Теподонг I», запущенной в восточном направлении, для западного направления, можно получить оптимизированную траекторию и для восточного направления.

Табл. 2. Дальность для различных времен отделения.

Время отделения боеголовки после выгорания (с)	Дальность (км)
0	673
150 (над атмосферой)	681
Без отделения	687

Табл. 3. Дальность для ракет, запущенных в восточном и западном направлениях.

Ракета	Дальность для востока (км)	Дальность для запада (км)
СКАД-Б	288	282
Эль-Хуссейн	693	670
Нодонг	973	934
Теподонг I	2349	2174

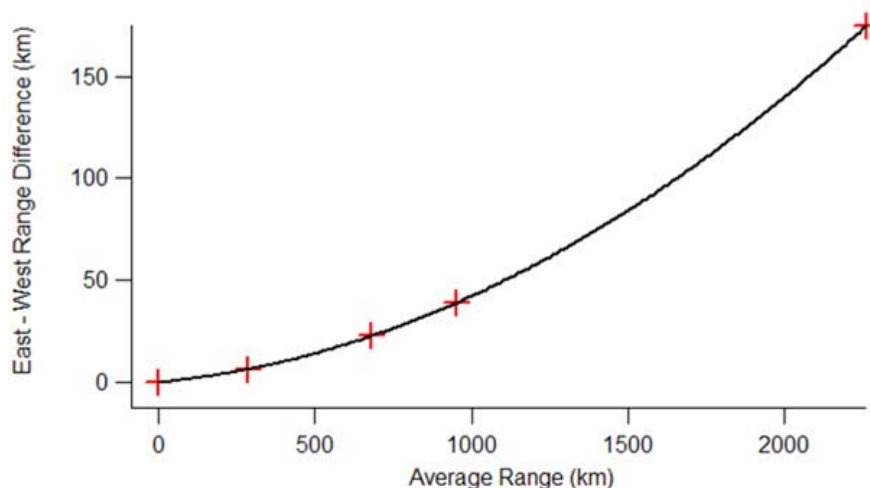


Рис. 5. Различие дальности ракет, запущенных в восточном и в западном направлениях. Кривая является квадратичной аппроксимацией точек данных, показанных крестиками. На горизонтальной оси показана средняя дальность в км, на вертикальной оси – разность для восточных и западных траекторий.

Суперпушка

Одним из сюрпризов иракской программы оружия массового поражения, «обнаруженным» незадолго до первой иракской войны, был проект «Вавилон», пушка большого калибра, предназначенная на стрельбу снарядами на дальность более ста километров¹⁶. Однако, этот проект был хорошо известен на Западе, поскольку его главный конструктор, д-р Дже-

рард Булл, разрабатывал его концепции с финансированием из США и Канады¹⁷. Булл представлял себе, по крайней мере публично, что его проект позволит запускать спутники на земную орбиту. В то же самое время он помогал Ираку разрабатывать суперпушку для военных целей, хотя представляется, что Ирак собирался стрелять из нее обычными снарядами, а не самодвижущимися ракетами¹⁸.

Эта программа может быть легко использована для исследования суперпушки. Булл, в своей книге о суперпушках 1988 года, описал несколько самодвижущихся снарядов, которые могли бы быть запущены. В табл. 4 описаны оперативные параметры одного такого ракетного снаряда. Как было описано, суперпушка стреляла снарядом из пушки в триста метров длиной и калибром один метр. Снаряд под названием «Мартлет 2Г-1», состоял из трехступенчатой ракеты диаметром 0,26 м (снаряд во время выстрела был заключен в башмак для сохранения газов, образующихся при выстреле). Булл рассчитал, что сверхпушка может придать снаряду скорость на выходе в 1,8 км/с.

Предположив, что это так, суперпушку можно будет смоделировать, выбрав позицию «Создать новую модель ракеты на панели» в спускающемся меню «Ракета» в полосе меню. Введите название модели (такое, как «Мартлет 2Г-1») и установите количество ступеней, равное 3. затем заполните три панели для ступеней и панель для веса полезной нагрузки данными, которые приведены в табл. 4. Когда изменится начальная скорость в панели первой ступени, появится диалог для ввода наклона начальной скорости. Установите его равным 55 градусам; это будет углом от горизонтали. Позднее мы изучим зависимость от этой переменной. Отметим, что параметры могут вводиться как в килограммах и метрах, так и в фунтах и футах.

Табл. 4. Параметры для суперпушки «Мартлет 2Г-1».

Ступень	Сухой вес (кг)	Заправленный вес (кг)	Удельный импульс (с)	Время работы (с)	Диаметр ступени (м)
1	28.5	132.9	272	40	0.26
2	14.4	43.1	272	16	0.26
3	3.6	11.3	272	4	0.18
Нагрузка	4.1				
Ссылка [2], стр. 229.					

После того, как будет введена начальная скорость, программа выключит процедуру гравитационного поворота. После того, как она будет выключена, алгоритм поворота не сможет быть повторно активирован даже установкой начальной скорости в нуль; эта особая модель всегда будет моделировать неуправляемую ракету, даже если она будет переименована или скопирована. Следует отметить, что программа не ограничивается суперпушками и аналогичная процедура может быть использована для моделирования других артиллерийских ракет, таких, как свободная наземная ракета (FROG) простым сбросом начальной скорости с нуля до нуля, что приведет к появлению диалога наклона. Программа может сделать это, как только шаг интегрирования будет установлен на больший период, чем время ее нахождения на пусковых рельсах. Поскольку оно сейчас зафиксировано как одна секунда, не будет никаких проблем с моделированием подобных ракет.

Первым шагом является расчет дальности суперпушки с обычным снарядом без запуска самодвижущейся ракеты. Это можно легко сделать, установив «Задержку перед зажиганием» на некоторое большое число, скажем на 5000 с. С азимутом, установленным на 90° (на восток), мы получим дальность в 157 км без дополнительного разгона¹⁹. включив ракетный двигатель, но без начальной скорости, получим максимальную дальность в 2224 км, указывающую на вклад ракетного движения. Теперь полная суперпушка (пушка плюс ракета «Мартлет 2Г-1») будет иметь дальность в 5738 км, значительно большую, чем любая предыдущая траектория. Это показано на рис. 6.

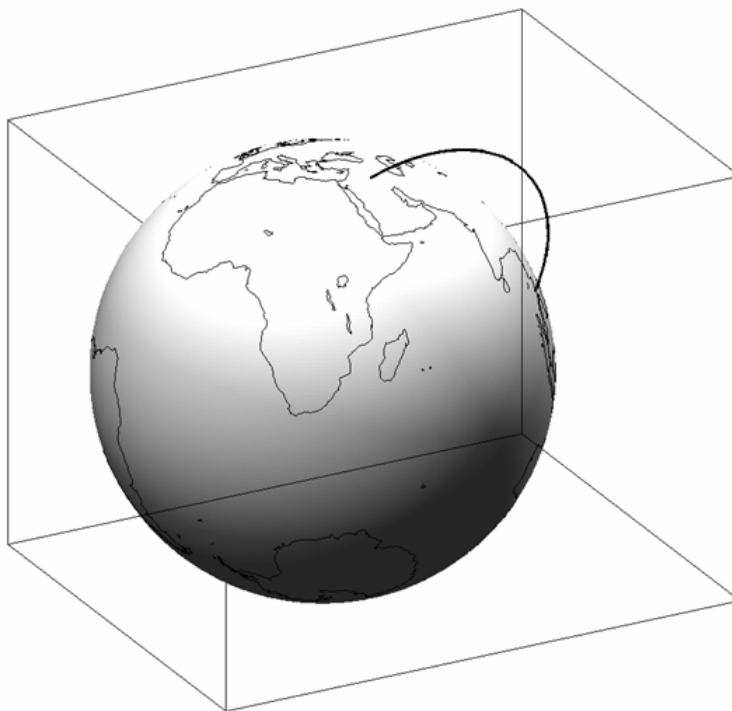


Рис.6. Траектория суперпушки («Мартлет 2Г-1»).

Как отмечалось выше, начальная скорость для суперпушки была установлена под углом 55° , что будет значительно больше, чем следовало бы ожидать для снаряда в вакууме (или предельного угла наклона для ракеты на активном участке высоко над поверхностью Земли). Это может быть проверено простым изменением угла наклона начальной скорости. Результаты показаны на рис. 7. Интересно отметить, что Парижская пушка, с дальностью примерно 130 км, имела угол наклона в 50° .

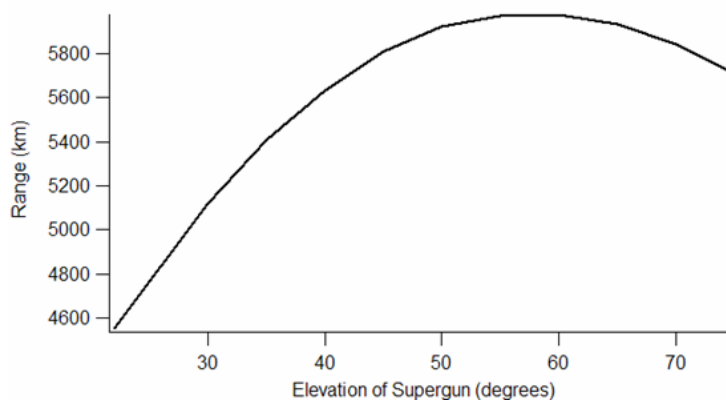


Рис. 7. Дальность суперпушки в зависимости от угла наклона (при начальной скорости в 1,8 км/с). На горизонтальной оси показан угол наклона в градусах, на вертикальной оси – дальность в километрах.

ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

1. Последний пример – это статья David K. Barton, *et al*, Report of the APS Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense, American Physical Society, July 2003.
2. G.V. Bull and C.H. Murphy, Paris Kanonen – the Paris Guns (Wilhelmgeschuetze) and Project HARP: The Application of Major Calibre Guns to Atmospheric and Space Research, (Verlags E.S. Mittler & Sohn GmbH, Herford, Germany, 1988).
3. См., например, R. C. Callaway Jr., “6.2 Powered Flight Through Atmospheres”, Handbook of Astronautical Engineering, Heinz Koelle, Editor, (McGraw-Hill Book Co., New York, 1961) pp.6-24 to 6-50.
4. Определение гравитационного поворота заключается в том, что тяга точно противоположна вектору скорости. Для ракеты, запускаемой вертикально, должна быть программа наклона, в которой тяга несколько отклоняется от оси. Glen J. Culler and Burton D. Fried, “Universal Gravity Turn Trajectories,” *Journal of Applied Physics*, June 1957, vol. 28, no. 6, pp. 672-676.
5. Имеется одиннадцать дополнительных параметров, необходимых для моделирования только поперечной динамики. John H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, Second Edition, (John Wiley & Sons, Inc, New York, 1991), p. 117.
6. Это кусочно-линейная интерполяция и аппроксимация для типичного лобового сопротивления ракеты в зависимости от числа Маха. Не делалось никакой попытки «подгонки» этой параметризации, поскольку эта аппроксимация используется для всех форм ракет, моделируемых программой. См. книгу George P. Sutton and Oscar Biblarz, “*Rocket Propulsion Elements*”, 7th edition, (John Wiley & Sons, Inc., New York, 2001), p. 108.
7. Поддержание угла тяги по отношению к горизонту дает очень хорошее приближение для нахождения максимальной дальности. Glen J. Culler and Burton D. Fried, “Universal Gravity Turn Trajectories,” *Journal of Applied Physics*, June 1957, vol. 28, no. 6, pp. 672-676.
8. Сохранение траектории отличается от сохранения параметров ракеты и не приводит к сохранению любых изменений, которые пользователь может ввести в заданную модель.
9. См. работу George N. Lewis and Theodore A. Postol, *Video Evidence on the Effectiveness of Patriot during the 1991 Gulf War*, *Science and Global Security*, Vol. 4, no. 1 (1993), pp. 1-63.
10. UNMOVIC, *Summary of the compendium of Iraq’s proscribed weapons programmes in the chemical, biological and missile areas*. S/2006/420, June 2006.
11. Баллистический коэффициент, или бета, определяется как произведение массы объекта на коэффициент, зависящий от формы, деленное на площадь поперечного сечения.
12. В действительности, ракета «Эль-Хуссейн» с все еще прикрепленной боеголовкой неустойчива при входе в атмосферу. Это влияние на дальность не моделируется, поскольку модель обладает только тремя степенями свободы.
13. Ускорение не может быть разбито на компоненты «ускорений», как это можно сделать для сил. Однако, относительную важность аэродинамических сил можно изучить, разделив компоненты сил на массу ракеты.
14. Полные ракетные системы контролируются по Категории I, если они способны доставить по крайней мере 500 кг на дальность по крайней мере в 300 км. The U.S. State Department, <http://www.state.gov/t/ac/trt/5073.htm>, Missile Technology Control Regime, было доступно 12 декабря 2006 г.
15. На практике, конечно, действия Совета Безопасности будут начаты только если избыточная дальность будет существенно превышать порог. Например, иракская ракета «Эль-Самуд II» представляла «предположительный» случай нарушения, поскольку ее дальность превышала предельную на 35 км, в то время как ракета «Эль-Фатах» была значительно более амбициозной. Hans Blix, “Briefing of the Security Council, 27 January 2003. Обновление «инспекций» доступно в сети Интернет по адресу <http://www.unmovic.org/>, было доступно 6 декабря 2006 г.
16. Chris Cowley, Guns, Lies and Spies: How We Armed Iraq, (Hamish Hamilton, London, 1992), p.12.
17. См. ссылку [2].

18. Richard Butler, Report: Disarmament, Appendix I: Status of the Material Balances in the Missile Area, paragraphs 77-79, January 1999, S/1999/94

19. При моделировании Парижской Пушки со снарядом 106 кг программа оценила дальность в 111 км, в то время как сообщалось о дальности примерно в 130 км. Различие вполне может быть связано с аэродинамической подъемной силой, которая не моделируется в моделировании с тремя степенями свободы. Булл и Мерфи моделировали Парижской Пушки, и они получили не только дальность в 130 км, но и также большой угол атаки для последних примерно 120 секунд полета. Эти углы атаки, до 30 градусов, очевидно могут приводить к большой подъемной силе. Ссылка [2], стр. 128.

20. Ссылка [2], стр. 33.