

## ГРАВИТАЦИОННЫЙ ГРАДИОМЕТР КАК СРЕДСТВО ПРОВЕРКИ И КОНТРОЛЯ

*Джон Парментола*

Гравитационный градиометр - чрезвычайно чувствительное устройство, единицы измерения которого соответствуют одному этвешу ( $10^{-9} \text{ с}^{-2}$ ), что, примерно соответствует градиенту гравитационного поля, создаваемого 10 частицами песка (весом около 7,5 миллиграмма) на расстоянии 1 см. Мы будем рассматривать градиометр, изготовленный в лаборатории Дрейпера.<sup>1</sup> Такое устройство может быть использовано при слежении за пунктами въезда и выезда, для обнаружения гравитационного эффекта, вызванного распределением масс в скрытых контейнерах, или содержимого вагонов или транспортеров, передвигающихся через ворота предприятия, или при наблюдениях ракет с целью определения количества расположенных на них боеголовок, или поиска необычной защиты, установленной для экранирования характерного ядерного излучения. Он также может быть использован в некоторых случаях для распознавания обычных и ядерных ракет, если измерения, использующие нейтронное или гамма-излучения, будут считаться слишком навязчивыми.

Автор работает в корпорации "Митре", г. Бедфорд, шт. Массачусетс (MA 01730).

Гравитационный градиометр - это сравнительно малоизвестное устройство, которое может иметь определенную ценность как средство проверки и контроля. В этой статье описано само устройство и его применения описаны.

### ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Основной принцип действия прибора довольно прост.<sup>2</sup> Основной чувствительный элемент - это металлическая сфера с грузами из высокоплотного материала, расположенных на противоположных концах диаметра сферы. Чувствительная сфера (или поплавков) симметрична по отношению к этому диаметру. Она подвешивается с помощью электростатического поля и жидкости внутри полый сферы и может свободно вращаться. Когда конкретное тело перемещается около прибора, его масса сильнее взаимодействует с тем грузом, который находится ближе. Возникающий крутящий момент действует на чувствительную сферу, а сам прибор оказывает обратный крутящий момент, как раз достаточный для того, чтобы остановить движение сферы. Величина обратного крутящего момента регистрируется системой обратной связи, откалиброванной на источнике электрического тока. Если момент инерции сферы известен с высокой точностью и измерен крутящий момент, то можно будет определить компоненты градиента гравитационного поля.

Так как измеряемый крутящий момент

очень мал, то весьма удивительно, что эффекты, связанные с вибрацией, вызванной окружающей средой, а также тепловые эффекты не будут искажать проводящихся измерений. Тем не менее, при специальном расположении трех градиометров можно будет точно измерить угловое дрожание, поскольку в приборе не возникает крутящих моментов вокруг оси симметрии каждого градиометра, - диаметра, проходящего через грузы. Эти три оси обеспечивают измерение трех компонент вектора углового смещения, что полностью определяет угловое дрожание. Таким образом, если система из трех градиометров расположена в комнате, подверженной вибрации, изменения углов могут быть точно определены и исключены из последующих измерений. Вариант из трех градиометров не был испытан достаточно подробно, но разработчики имеют большие надежды на его работоспособность.<sup>3</sup>

Вес полного устройства лаборатории Дрейпер, включая три градиометра, систему подвесок, электронный блок, компьютер и источник энергии, оценивается примерно в 230 кг. Он может легко транспортироваться на специальной платформе.<sup>4</sup>

Влияние тепловых возмущений может быть устранено, при размещении прибора в глубоком вакууме, использовании сбалансированного теплового мостика Уитстона и окружении прибора достаточным количеством золотых пластин (полированное золото отражает около 99% теплового ИК-излучения). Внутренняя температура может кон-

тролироваться с точностью до одной миллионной градуса. После тепловой стабилизации прибора (приведении его в тепловое равновесие) его можно будет перевозить и немедленно использовать. Время отклика прибора устанавливается с помощью фильтра, который выбирается в соответствии с величиной имеющихся шумов. При измерениях на градиометре с разрешением около 0,25 этвеша было получено типичное время отклика в 1 минуту для сигнала, примерно равного 14 этвешам (при измерении гравитационного потенциала, создаваемого свинцовым шаром, весом 4 кг). Время отклика может быть уменьшено при помощи замены фильтра, но при этом возникают дополнительные шумы. Уровень шума, фактически, является функцией времени отклика прибора и для короткого интервала (менее 30 секунд) изменяется обратно пропорционально квадрату времени отклика (в основном из-за влияния вибраций); для большого времени отклика шум изменяется приблизительно обратно пропорционально квадратному корню из времени (из-за броуновского движения). Для устройства из трех градиометров с точностью измерений около одного этвеша, при приемлемом отношении сигнала к шуму время отклика должно составлять около 10 секунд.

При реальных измерениях в устройстве может возникать более или менее постоянное во времени смещение, которое может быть связано как с влиянием окружающей среды, так и с внутренним несовершенством прибора (например, с разнесением центров тяжести и плавучести чувствительной сферы). Поэтому реальные измерения будут проводиться относительно этого смещения, что, однако, не будет влиять на точность измерения.

Качественно изготовленный и прошедший полевые испытания прибор с тремя градиометрами будет стоить около 2 миллионов долларов. Можно представить, что прибор с тремя градиометрами будет установлен на треноге<sup>6</sup>, а проверяемый объект, чей гравитационный градиент будет измеряться (например, ракета) - будет перемещаться мимо прибора с определенной скоростью. Желательно провести несколько сканированных вдоль длины объекта на различных расстояниях от его оси. Или наоборот, объект может быть неподвижен, а прибор будет перемещаться вдоль объекта. Так как время отклика прибора относительно мало, поэтому продолжительность сканирования объекта не будет фактором, существенно влияющим на процесс слежения. Кроме того, разрешением прибора (его способностью различать индивидуальные особенности объекта)

легко управлять с помощью ограничения того, как близко прибор может приближаться к объекту.

## ИЗМЕРЕНИЕ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ

В качестве примера мы рассмотрим использование градиометра для верификации крылатых ракет. Мы можем грубо оценить минимальное расстояние измерений, необходимое для распознавания обычной и ядерной ракеты типа "Томагавк"<sup>7</sup>, определив необходимую точность измерения одного из градиентов.

Предположим, что крылатая ракета может быть аппроксимирована цилиндром бесконечной длины с постоянной плотностью вещества. Неточность в измерении радиальной составляющей градиента гравитационного поля  $F$  будет приводить к неопределенности в определении плотности вещества  $\rho$

$$\frac{\delta F}{F} = \frac{\delta \rho}{\rho} \quad (1)$$

где  $\delta F$  - неточность определения радиального градиента и  $\delta \rho$  - неточность определения плотности вещества.

Используя аналитическое выражение плотности для поля, создаваемого цилиндром бесконечной длины, выражение (1) принимает вид

$$\frac{\delta \rho}{\rho} = \frac{r^2 \delta F}{2\pi a^2 \rho G} \quad (2)$$

где:  $a$  - радиус цилиндра,  $r$  - расстояние, на котором были проведены измерения и  $G$  - гравитационная постоянная ( $6,67 \cdot 10^{-11} \text{ Нм}^2 \text{ кг}^{-2}$ ). Чувствительность градиометров может достигать одного этвеша (или  $10^{-9} \text{ с}^{-2}$ ), поэтому мы примем  $\delta F = 1$  этвешу. Предположим также, что  $a = 0,265 \text{ м}$  (радиус ракеты "Томагавк") и  $\rho = 2 \cdot 10^3 \text{ кг м}^{-3}$  (средняя плотность ракетного топлива и алюминия). Потребовав точности измерения в 2%, мы получим из выражения (2), что  $r = 1$  метру, что грубо соответствует удвоенному диаметру ракеты "Томагавк".

С точки зрения градиометрических измерений, основные различия между обычным и ядерным вариантом ракеты "Томагавк" будет заключаться в плотности вещества, длине ракеты и расположении боеголовок. Ядерные боеголовки в ракетах "Томагавк" будут иметь примерно в 2 раза большую

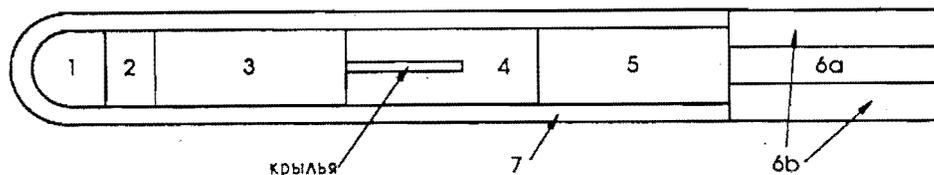
плотность вещества, будут вдвое короче и в большей степени выдвинуты вперед по сравнению с обычной боеголовкой. Более половины объема топлива в ядерном варианте, грубо говоря, занимает то же место, что и боеголовка в обычном варианте ракеты; а плотность топлива примерно на 20% меньше плотности обычной боеголовки. Так как гравитационный эффект нельзя экранировать, то, сумев приблизить градиометр к ракете на расстояние порядка 1 метра, можно будет легко отличить ядерную ракету от обычной.

Для моделирования процесса сканирования крылатой ракеты с помощью градиометра были построены модели внутренней конструкции обычной и ядерной ракеты. Эти модели показаны на рисунках 1 и 2,<sup>8</sup> которые построены по модели Циписа<sup>9</sup> с некоторыми модификациями. Однако, реальная

оценка практического значения градиометра потребует информации о реальной конструкции крылатой ракеты.

В приведенных вычислениях алюминиевая оболочка носовой части (в виде полусферы) и распределение масс внутри этого объема аппроксимируются точками расположения их центров масс. Остальные компоненты ракеты, включая конструкцию каркаса, рассматриваются как линейные массы, ориентированные вдоль продольной оси ракеты. Вычисление различных градиентов гравитационного поля, обусловленных таким распределением масс, обсуждается в Приложении 1.<sup>10</sup>

Результаты вычислений представлены на рис. 3, где показано сравнение смоделированных измерений радиального градиента радиальной компоненты гравитационного поля  $F_{rr}$ , создаваемого обычной и ядерной



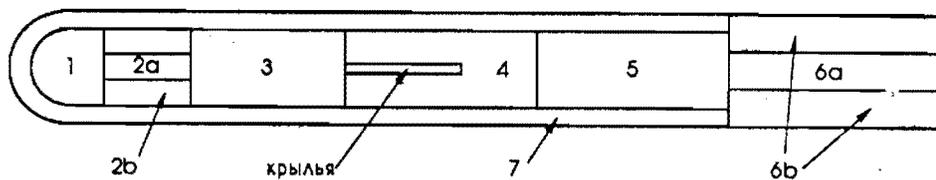
Секция ракеты	Компоненты	Масса кг	Длина м	Радиус м	Толщина оболочки м	Средняя плотность г/см <sup>3</sup>
1*	Система наведения	68	0.65	0.25	0.013	0.61
2	Топливо	27	0.13	0.25	0.013	1.07
3	Боеголовка	456	1.77	0.25	0.013	1.30
4 <sup>+</sup>	Топливо	176	1.40	0.24	0.021	0.67
5	Двигатель	59	1.64	0.25	0.013	0.18
6a	Топливо	178	0.65	0.22	0.000	1.80
6b	Ракета	121	0.65	0.27	0.000	2.70
7	Оболочка или каркас	365	5.59			2.70

\* носовая часть

+ Крылья включены в каркас, поверхность крыльев - 1.02 м<sup>2</sup>, масса крыльев 52.5 кг.

Рисунок 1

Секционная модель крылатой ракеты "Томагавк" с обычной боеголовкой с указанием физических характеристик каждой продольной секции. В перечне указаны радиус каждой секции и толщина ее оболочки.



Секция ракеты	Компонента	Масса кг	Длина м	Радиус м	Толщина оболочки м	Средняя плотность г/см <sup>3</sup>
1*	Система наведения	46	0.46	0.25	0.013	0.61
2a	Боеголовка	123	0.87	0.13	0.000	2.70
2b	Топливо	123	0.87	0.25	0.013	0.97
3	Топливо	260	1.22	0.25	0.013	1.07
4*	Топливо	176	1.40	0.24	0.021	0.67
5	Двигатель	59	1.64	0.25	0.013	0.18
6a	Топливо	178	0.65	0.22	0.000	1.80
6b	Ракета	121	0.65	0.27	0.000	2.70
7	Оболочка или каркас	365	5.59			2.70

\* носовая часть

\* Крылья включены в каркас, поверхность крыльев - 1.02 м<sup>2</sup>, масса крыльев 52.5 кг

Рисунок 2

Секционная модель крылатой ракеты "Томагавк" с ядерной боеголовкой с указанием физических характеристик каждой продольной секции. В перечне указаны радиус каждой секции и толщина ее оболочки.

ракетой вдоль их осей, с градиентом, расположенным на расстоянии в 1 м от продольной оси ракеты (рис. 3а) и на расстоянии в 0,5 м (рис. 3б). Ошибки, указанные на рисунках, вполне реальны. Согласно рис. 4а, различия между обычной и ядерной ракетой вполне измеримы с расстояния в 1 метр. Если измерения проводятся на меньшем расстоянии (рис. 3б), различия между двумя измерениями становятся еще больше. Для построенных моделей ракет, градиент чувствителен к массе на единицу длины вдоль всей ракеты. Ядерная боеголовка и окружающее ее топливо имеют большую массу на единицу длины. Это обстоятельство, вместе с учетом размеров боеголовки, делает эту компоненту ракеты вполне разрешимой с помощью градиометра.

Рис. 4а и 4б показывают, что различие между обычной и ядерной ракетой также поддается измерению, если продольный градиент (степень изменения вдоль продольной оси ракеты) радиальной компоненты гравитационного поля  $F_{rz}$  будет измеряться вдоль длины ракеты.

Если измерения вдоль продольной оси ракеты проведены не полностью, тогда размер шага (расстояние между измерениями и расстояние от объекта) должен быть меньше, чем размер объекта, для того, чтобы можно было его разрешить. Это показано на рис. 5а, 5б и 5в. На каждом рисунке показано сравнение между смоделированным сканированием 250 кг точечной массы, расположенной на расстоянии 1,5 м от начала координат и сканирования двух точечных масс

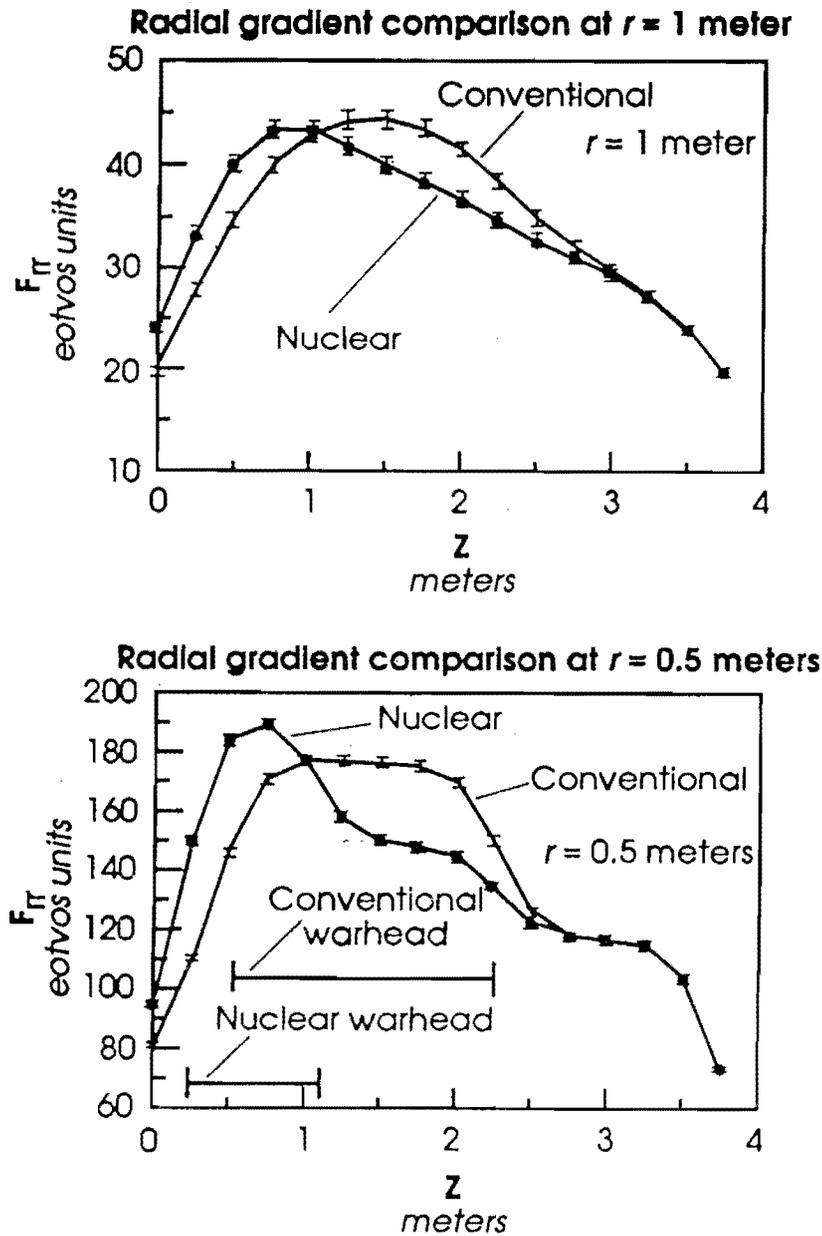


Рисунок 3

Сравнение радиального градиента радиальной компоненты гравитационного поля  $F_{rr}$  крылатой ракеты с обычной и с ядерной боеголовками, рассчитанной в соответствии с моделями, представленными на рис. 1 и 2. На верхнем рисунке (рис. 3а) расстояние от оси ракеты равно 1 м, а на нижнем (рис. 3б) - 0,5 м. По горизонтальной оси отложено расстояние от носа ракеты  $Z$ , измеренное в метрах. По вертикальной оси отложены значения градиента гравитационного поля в этвешах. Показанные ошибки измерений соответствуют реальным значениям (около 1 этвеша) и составляют около 2 процентов на верхнем рисунке и около одного процента на нижнем.

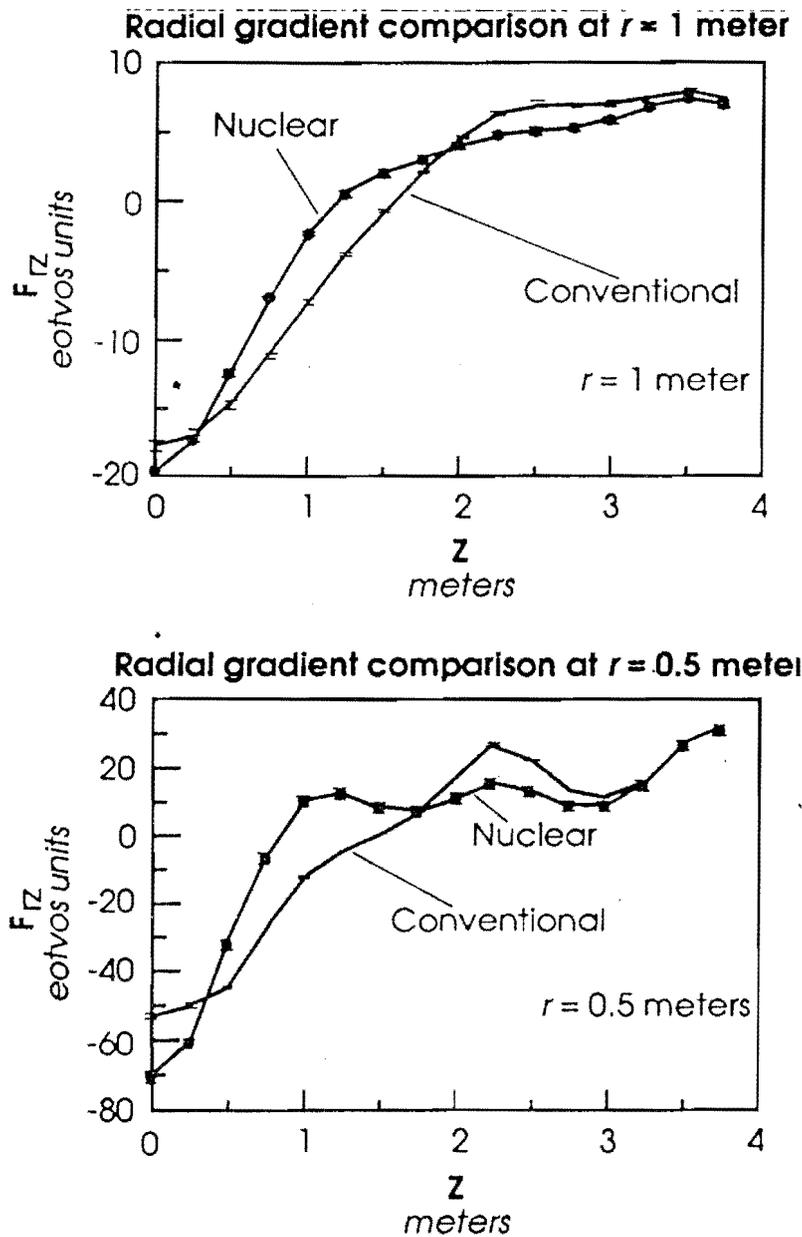


Рисунок 4

Сравнение радиального градиента аксиальной компоненты гравитационного поля  $F_{rZ}$  крылатой ракеты с обычной и с ядерной боеголовками, рассчитанной в соответствии с моделями, представленными на рис. 1 и 2. На верхнем рисунке (рис. 4а) расстояние от оси ракеты равно 1 м, а на нижнем (рис. 4б) - 0,5 м. По горизонтальной оси отложено расстояние от носа ракеты  $Z$ , измеренное в метрах. По вертикальной оси отложены значения градиента гравитационного поля в этвешах. Показанные ошибки измерений соответствуют реальным значениям (около 1 этвеша) и составляют около 2 процентов на верхнем рисунке и около одного процента на нижнем.

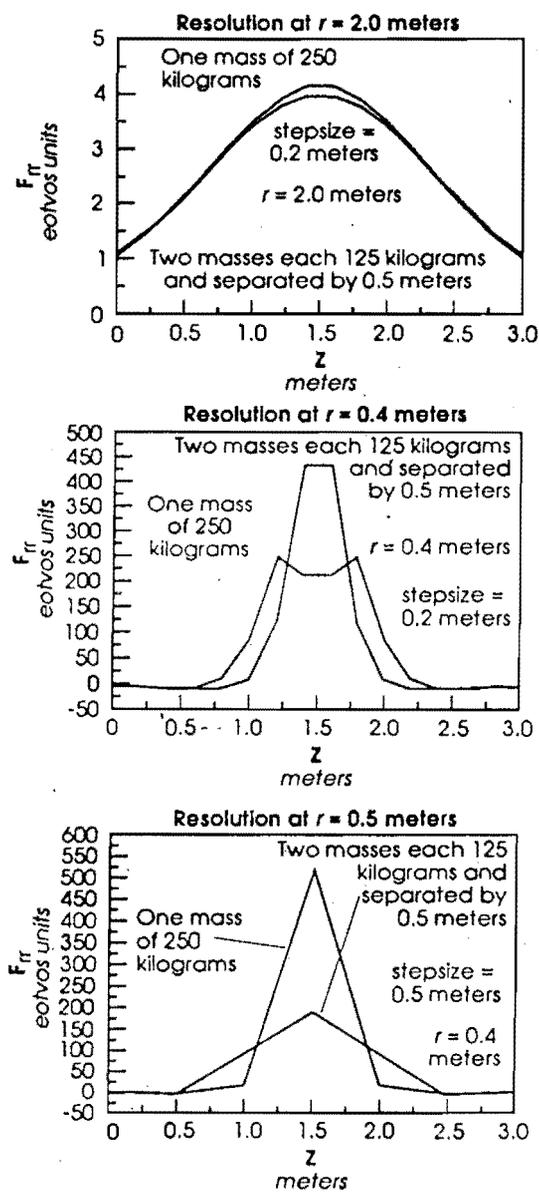


Рисунок 5

Сравнение радиального градиента радиальной компоненты гравитационного поля  $F_{rr}$  точечной массы в 250 кг и двух точечных масс в 125 кг, разнесенных на 0,5 метра. Моделируемые измерения располагались через 0,2 метра на верхнем рисунке (рис. 5а) и на среднем рисунке (рис. 5б), и через 0,5 метра на нижнем рисунке (рис. 5в). Расстояние от оси распределения масс равнялось 2,0 метрам на верхнем рисунке, и 0,4 метрам на среднем и нижнем рисунках.

по 125 кг каждая, расположенных на расстояниях от начала координат, соответственно равных 1,25 м и 1,75 м (массы разнесены на 0,5 метра). Шаг измерения был выбран равным 0,2 м (на рис. 5а и 5б). На рис. 5а, расстояние от прибора равно 2 метрам, и поэтому две кривые практически идентичны. Но, как видно из рис. 5б, две массы могут быть легко разрешены с расстояния в 0,4 метра. Но рис. 5с показывает, что для величины шага в 0,5 метра и расстояния 0,4 метра два объекта не могут быть разрешены. Ввиду того, что длина ядерной боеголовки близка к одному метру, величина шага измерения около 0,25 метра будет вполне достаточной.

Чем ближе градиометр расположен к ракете, тем выше точность измерений. Двенадцать измерений сигнала величиной 100 этвешей, с пространственным промежутком в 0,25 метра, сделанных одним градиометром с точностью в 1 этвеш, займут примерно 12 минут. Если отношение сигнал/шум сохраняется постоянным на уровне 5б (равным отношению, достигнутому при измерении упомянутого выше свинцового шара весом около 4 килограммов), то полное время измерения может быть менее 4,5 минут. Для устройства из трех градиометров, с точностью измерения в 1 этвеш полное время измерений может быть сделано меньшим 2 минут и менее, если допустить более высокий уровень шума.

Конечно, нельзя исключить того, что при сканировании градиометр можно будет "обмануть". Однако, организовать обман весьма трудно из-за высокой чувствительности существующих градиометров, а так же из-за того, что градиенты гравитационного поля зависят от всех массовых характеристик, т.е. от полной массы объекта, расположения центров тяжести, от моментов инерции и моментов более высоких порядков.

Кроме того, при частичной попытке "обмануть" градиометр с помощью перераспределения масс, необходимо принимать в расчет аэродинамические последствия такой стратегии.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Необходимы дальнейшие исследования, основанные на детальной информации, прежде чем могут быть сделаны определенные заключения о практической целесообразности использования гравитационного градиометра для распознавания обычных и ядерных крылатых ракет. Тем не менее, приведенный анализ следует считать весьма обнадеживающим. В принципе, гравитационному градиометру должно быть уделено серьезное внимание, как новому и эффектив-

ному средству верификации будущих договоров по контролю над вооружениями.

### БЛАГОДАРНОСТЬ

Автор выражает признательность за внимание, оказанное ему Центром по международной безопасности и контролю над вооружениями Стэнфордского университета в течение лета 1988 года и Центром научных и международных отношений Гарвардского университета в период с сентября 1988 года по июнь 1990 года. Автор так же благодарит Корпорацию Карнеги в Нью-Йорке за оказание финансовой помощи в течение лета 1988 года, а так же Фонд Альфреда П. Стоуна за финансовую помощь с сентября 1988 года по июнь 1989 года.

Автор также благодарит Теодора Постола, Эштона Картера, Ричарда Гарвина, Барри Тиббитса, Марка Дрела, и Милтона Треджесера за их помощь.

### ПРИЛОЖЕНИЕ 1

#### ГРАДИЕНТЫ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ

Геометрия, принятая при вычислениях гравитационного поля, создаваемого отдельными деталями крылатой ракеты, которые аппроксимированы линейными массами, показана на рис. 6. Начало первой системы координат  $O$  выбрано так, чтобы совместить базовую плоскость с носовой полусферой крылатой ракеты. Вторая система координат  $O'$  совмещена с точкой измерения  $P$  и смещена на величину  $Z$  вниз по оси ракеты относительно данного плана. Типичная компонента крылатой ракеты, как показано на рис. 6, аппроксимирована линейной массой длины  $L$ . Для линейной массы длиной  $L$ , осевая и радиальная компонента гравитационного поля соответственно представлены формулами:

$$f_z = -G\sigma \left( \frac{1}{h_2} - \frac{1}{h_1} \right) \quad (1.1)$$

и

$$f_r = \frac{-G\sigma}{r} \left[ \frac{L+S-Z}{h_2} - \frac{(S-Z)}{h_1} \right] \quad (1.2)$$

где  $r$  - расстояние от оси ракеты до точки измерения  $P$ ,  $S$  - отрезок, показанный на рис. 6; величина массы на единицу длины  $\sigma$  зада-

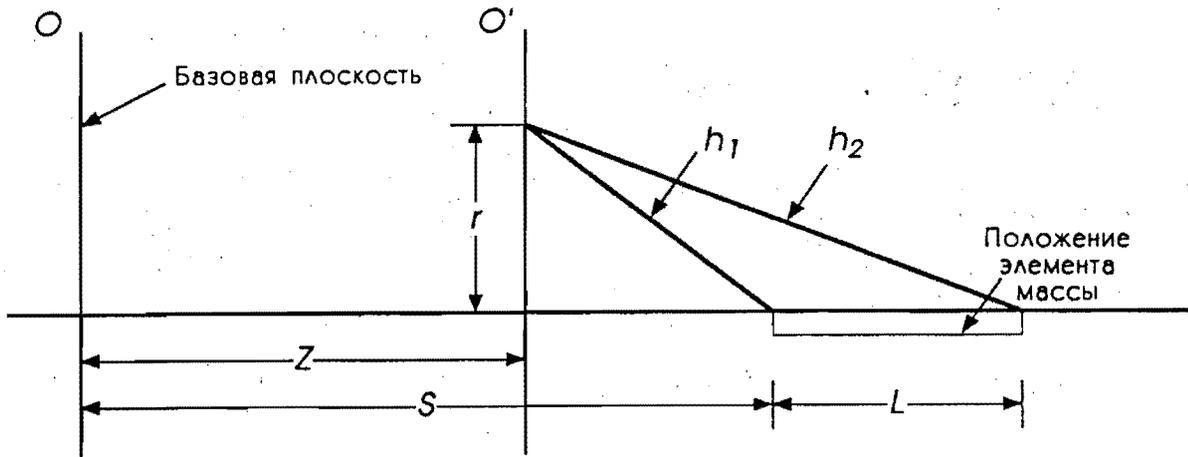


Рисунок 6

Описание геометрии расчета гравитационного поля секционной модели крылатой ракеты. Начало системы координат  $O$  расположено на носу ракеты. Начало системы координат  $O'$  соответствует точке проведения измерений. Каждая секция аппроксимируется линейной массой длины  $L$ . Описание модели приведено в таблицах на рис. 1 и 2.

ется формулой:

$$\sigma = \rho \cdot A \quad (1.3)$$

$$R = \sqrt{r^2 + (Z - Z_{cm})^2} \quad (1.7)$$

где  $\rho$  - плотность масс по объему данной компоненты ракеты,  $A$  - площадь сечения секции, показанной на рис. 1 и 2, а величины  $h_1$  и  $h_2$  соответственно равны:

$$h_2 = \sqrt{r^2 + (L + S - Z)^2} \quad (1.4.1)$$

и

$$h_1 = \sqrt{r^2 + (S - Z)^2} \quad (1.4.2)$$

Масса оболочки носовой части и масса внутри нее аппроксимированы точечными массами, расположенными в соответствующих центрах тяжести. Для точечной массы величиной  $m$ , осевая и радиальная компоненты гравитационного поля даны формулами:

$$P_z = -\frac{Gm}{R^3} (Z - Z_{cm}) \quad (1.5)$$

$$P_r = -\frac{Gmr}{R^3} \quad (1.6)$$

Соответствующие градиенты прямо вытекают из выражений (1.1) - (1.7). Из-за азимутальной симметрии три градиента не равны нулю. Но, несмотря на это, только две компоненты из трех независимы. Для линейных масс они определяются выражениями:

$$f_{rr} = \frac{\partial f_r}{\partial r} \quad (1.8)$$

$$f_{rz} = \frac{\partial f_r}{\partial z} \quad (1.9)$$

Реально, маловероятно, что азимутальная симметрия сохранится, поэтому будет пять независимых градиентов, необходимых для распознавания обычных и ядерных ракет. Соответствующие полные градиенты получены путем суммирования вкладов от точечных и линейных масс:

$$F_{rr} = \sum_i P_{rri} + \sum_i f_{rri} \quad (1.10)$$

где  $Z_{cm}$  - положение центра масс, измеренное по отношению к системе координат  $O$ , и

и

$$F_{rz} = \sum_i P_{rzi} + \sum_i f_{rzi} \quad (1.11)$$

Из-за того, что дивергенция гравитационного поля вне области распределения масс равна нулю, градиент  $F_{zz}$ , соответствующий величине  $r$ , вне области распределения масс связан с величинами  $F_r$  и  $F_{rr}$  соотношением:

$$F_{zz} = -(F_{rr} + \frac{F_r}{r}) \quad (1.12)$$

где  $F_r$  - полная радиальная компонента гравитационного поля. Выражения (1.10) и (1.11) были использованы для вычисления кривых, показанных на рис. 3 и рис. 4.

#### ПРИМЕЧАНИЯ И ССЫЛКИ

- Основной задачей разработки этого прибора было повышение возможностей инерциальной навигации самолетов. Например, в случае ядерной войны вполне возможна такая ситуация, что средства радионавигации и визуальной навигации окажутся неработоспособными. Каким образом в таком случае американские бомбардировщики смогут точно выйти на свои цели? Вертикальная координата может быть определена при помощи барометрических альтиметров, а горизонтальное направление может быть выдержано при помощи точных и стабильных гироскопов. Тем не менее, на пути самолета будут наблюдаться девиации направления гравитационной вертикали от геометрической вертикали. Эти девиации вызовут появление горизонтальной составляющей ускорения, которая внесет неопределенность в измерения скорости. Применение специальной системы из акселерометров и градиометров позволяет точно измерять горизонтальную составляющую гравитационного поля в реальном масштабе времени и точно предсказывать траекторию полета самолета при помощи бортовых компьютеров.
- Mark A. Gerber, "Gravity Gradiometry: something new in inertial navigation", *Astronautics and Aeronautics*, v. 16, No. 5, May 1978, p. 18.
- Milton B. Trageser, "Feasibility Model Gravity Gradiometer Test Results", the AIAA Guidance and Control Conference, Boston, Massachusetts, 21 August 1975.
- Milton B. Trageser, "Floated Gravity Gradiometer Status Report", Proceedings of the Second International Symposium on Inertial Technology for Surveying and Geodesy, Banff, Canada, June 1981, p. 537.
- Milton B. Trageser, Charles Stark Draper Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Massachusetts 02139, March 1989 (частное сообщение).
- Совершенно новая конструкция градиометра была разработана на фирме Bell Aerospace. В ней используется четыре акселерометра, симметрично установленных на вращающейся платформе. Центральный блок прибора и блок электроники для анализа данных весят около 23 килограммов. Достигнутая точность сравнима с точностью прибора лаборатории Дрейпера (частное сообщение Эрнста Х. Метцгера, исполнительного директора по техническим вопросам инерциальных приборов фирмы Bell Aerospace, Syracuse, New York (март 1989 года)).
- Milton B. Trageser (частное сообщение).
- Валерия Томас, *Наука и всеобщая безопасность*, том 1, вып. 1, стр. 27 (Приложение 1).
- Следует привести пояснения принятых в таблицах на рис. 1 и 2 значений плотности топлива в секциях 2 и 4. Средняя плотность топлива в секции 4 заметно меньше плотности топлива в секции 2. Это связано с включением массы выдвигающихся крыльев в массу секции 4 за счет эффективного увеличения толщины ее оболочки (плотность крыльев полагалась равной плотности алюминия). Оставшийся объем секции 4 занят топливом, и средняя плотность его определялась как отношение массы топлива к объему секции (что и привело к уменьшению среднего значения по сравнению с секцией 2). Какое влияние оказывает это различие на результаты моделирования? Похоже, что распределение масс в секциях 4, 5 и 6 крылатых ракет с ядерными и с обычными боеголовками одинаково (см., например, John R. Harvey, "Verification of Potential SLCM Limits", Lawrence Livermore National Laboratory preprint, June 1988). Это проявляется и в результатах моделирования, представленных на рис. 3 и 4. По-видимому, реальные результаты измерений в области секций 4, 5 и 6 также будут одинаковыми, но в деталях они могут отличаться от расчетных модельных данных. Основной особенностью является то, что результаты гра-

диометрического сканирования обычных и ядерных модификаций крылатых ракет будут заметно отличаться в области секций 1, 2 и 3.

10. Kosta Tsipis, "Cruise Missiles", Scientific American, v. 26, No. 2, February 1977, p. 21.
11. В этих вычислениях не учитываются поперечные размеры ракеты и ее компо-

нент. Такое приближение приемлемо при расстояниях до прибора, заметно превышающих поперечные размеры ракеты. В рассматриваемой ситуации такое приближение можно использовать для оценок. Тем не менее, следует отметить, что при этом приближении может быть потеряна ценная и измеримая информация.