

ИССЛЕДОВАНИЕ НА ЛАЗЕРНОЙ УСТАНОВКЕ «ЛУЧ» КРИТЕРИЕВ РАЗРУШЕНИЯ АСТЕРОИДОПОДОБНЫХ ТЕЛ ИЗ ХОНДРИТА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ НА НИХ МОЩНОГО ИМПУЛЬСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

*И. А. Белов, С. А. Бельков, А. Ю. Воронин, И. Н. Воронич, Р. В. Гаранин, С. Г. Гаранин,
В. Н. Деркач, А. В. Добиков, В. В. Мисько, В. Г. Рогачев, Д. В. Сизмин,
П. В. Стародубцев, В. Ю. Хатункин*

ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» ИЛФИ, г. Саров Нижегородской обл.

Введение

Существуют убедительные свидетельства множественного падения метеоритов на Землю. Угроза пересечения орбит крупных тел с траекторией движения Земли вполне предсказуема, и потенциально опасные объекты в настоящее время активно регистрируются [1, 2].

Разрушительная сила воздействия столкновения на биосферу планеты зависит от ряда факторов и может быть градуирована [3]. Американский астроном Р. Бинзел разработал Туринскую шкалу, служащую для качественной оценки опасности столкновения астероидов и комет с Землей (шкала подобна используемой в сейсмологии шкале Рихтера). Частота катастрофических столкновений (9–10 по Туринской шкале) составляет, по оценкам, 10^{-5} лет⁻¹. Потенциально опасными считаются все астероиды, которые имеют диаметр более 150 метров и могут в обозримом будущем приблизиться к Земле на расстояние меньшее или равное 0,05 а. е. ($7,5 \cdot 10^6$ км). Например, 29 января 2008 года 250-метровый астероид 2007-TU24 пролетел от Земли на расстоянии, в 1,5 раза меньшем, чем расстояние от Земли до Луны, которое равно 384 тысячи километров.

Параллельно с определением вероятности и последствий столкновения, важным направлением исследований является выявление безопасных методов воздействия на астероиды с целью купирования представляемой ими угрозы. Сложились два принципиально разных подхода к защите Земли от опасных космических объектов:

- изменение их траектории;
- фрагментация астероидов на мелкие (не опасные) осколки.

Следствием оказываемого воздействия не может быть перенацеливание астероида (или его части) в угловое поле Земли, а ГАРАНТИРОВАННОЕ устранение угрозы столкновения. Предполагается, что космический объект в момент воздействия находится далеко от Земли, отклонение или угловой спектр разлета не совпадает с положением планеты и (или) произойдет дробление астероида на части, которые сгорят в атмосфере.

К настоящему моменту высказано много идей, имеющих задачи изменения траектории астероида [4]. Среди них: покраска астероида в белый цвет для увеличения светового давления на объект [5]; «намораживание» со стороны Солнца льда; взрыв близ астероида «сбоку» от направления движения [6]; использование силы притяжения управляемого объекта – «космический трактор» [7]. Воздействие во всех перечисленных случаях классифицируется как «слабое» и для существенного углового отклонения объекта требуется длительный интервал времени [8]. Это означает, что прогноз столкновения должен иметь абсолютную точность. На практике, в настоящее время, многие (даже крупные) астероиды, пролетающие около Земли, обнаруживаются лишь за несколько часов до их сближения с планетой [9].

К более сильным воздействиям можно отнести следующие: использование другого астероида в качестве «бильярдного шара», придание поперечного импульса за счет отбрасывания части самого астероида [10]. Недостатком этих предложений является их техническая сложность.

Еще одним перспективным способом защиты является разрушение астероида за счет действия мощных ударных волн. Для реализации способа предлагается использовать энергию направленного ядерного взрыва [10, 11]. Эта идея высказывалась ранее Эдуардом Теллером и другими разработчиками ядерного оружия как в США, так и в СССР.

В силу очевидных причин, натурным испытаниям по разрушению реального астероида должны предшествовать серьезные исследования в лабораторных условиях, обеспечивающих адекватную трактовку результатов с учетом масштабирования параметров испытания. При таком подходе необходимо обеспечить подобные геометрические, структурные и физические (в том числе, прочностные) свойства мишени-астероида и источника воздействия на нее.

В ИЛФИ РФЯЦ-ВНИИЭФ предложен способ моделирования воздействия на астероид с использованием лазерного излучения (ЛИ). Возможности концентрации энергии ЛИ, как на единицу поверхности мишени, так и на единицу ее массы, а также эффективность трансформации энергии в энергию ударной волны схожи для случаев использования интенсивного лазерного излучения и ядерного взрыва. Первый этап экспериментов был завершен на установке Искра-5 [12] в 2014 году [13]. В качестве мишени выступала мини-модель астероида, сделанная из материала хондритного типа. Искусственный материал, имитирующий каменный астероид (хондрит), изготавливался по заказу ИЛФИ в технологическом отделении ВНИИЭФ [14]. Облучение мишени осуществлялось на длине волны 1,315 мкм, получено полное ее разрушение при величине удельной энергии, подведенной к мишени $> 10^3$ Дж/г.

В настоящем докладе представлены результаты новой экспериментальной серии по диагностике разрушений хондритовых мишеней, проведенной на установке Луч [15]. Использовались мишени такого же типа что и в экспериментах на Искре-5, с характерными вкраплениями SiO_2 диаметром до 0,8 мм. Целью данного этапа исследований являлось уточнение количественных критериев разрушения астероидоподобных тел мощным лазерным импульсом.

Теоретическое обоснование

В ИТМФ РФЯЦ-ВНИИЭФ проведены расчеты воздействия импульса лазерного излучения с энергией $q_1 = 200$ Дж на поверхность шарообразного имитатора астероида диаметром $d_1 = 4$ мм и контактного ЯВ мощностью $q_1 = 6$ Мт на шарообразный астероид диаметром $d_2 = 200$ м. Значения энергии воздействия и размер нагружаемых тел выбирались из соотношения энергетического подобия $d_1/q_1^{1/3} = d_2/q_2^{1/3}$.

Сравнение зависимостей массовой скорости U и давления P от приведенного времени $(t/q^{1/3})$, полученных в расчетах с разными источниками нагружения (лазерное излучение и контактный ЯВ) в точках наблюдения с одинаковыми приведенными координатами $(x/q^{1/3}, y/q^{1/3})$, показало, что с точностью до единого нормировочного коэффициента $k = 2$ эти зависимости совпадают как по амплитуде, так и по форме волны сжатия во всем объеме нагружаемого тела (в расчете контактного ЯВ амплитуда взрывной волны выше). Из этого результата следует вывод о принципиальной возможности воспроизведения качественных и количественных особенностей течения среды, возникающего при контактном ЯВ, в лазерных экспериментах.

Создание мишеней

За исходные данные для получения лабораторных образцов метеоритного материала были взяты характеристики хондрита, представленные в табл. 1 [16].

Образцы искусственного материала были получены из смеси материалов: SiO_2 , MgO , Fe_2O_3 , FeS взятых в пропорциях, указанных в табл. 2.

Состав и физические свойства смеси

Параметр	Значение
Химический состав (массовое содержание, %)	SiO ₂ (40), MgO (26), Fe ₂ O ₃ (18), FeS (6)
Плотность, г/см ³	~3,3
Прочность, МПа	~9,8
Температура спекания, °С, не более	1000

Таблица 2

Характеристика компонентов смеси

Компонент	Внешний вид	Плотность, г/см ³	Температура плавления, °С	Относительное количество, %
SiO ₂	Бесцветные кристаллы	2,65	1610	43,5
MgO	Порошок белого цвета	3,65	2800	28,5
Fe ₂ O ₃	Порошок буро-красного цвета	5,24	1350	20,5
FeS	Порошок черно-коричневого цвета	4,84	1193	8,5

Формообразование хондритного материала осуществлялось прессованием смеси и спеканием образцов [14]. Полученное в результате проведенных процедур вещество имело плотность порядка 2,42 г/см³. Контрольные образцы изготовленного материала были подвергнуты испытанию, результаты одного из тестов представлены на рис. 1.

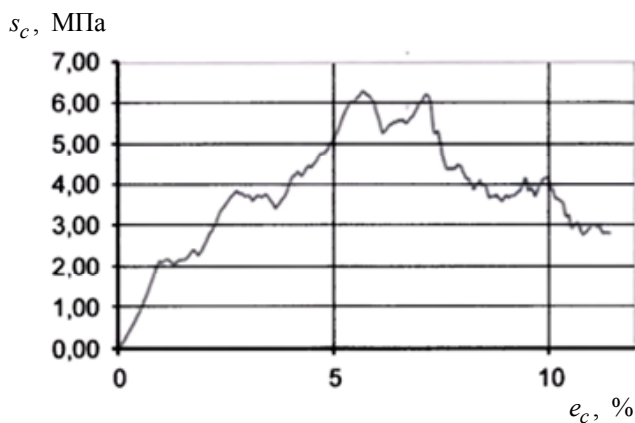


Рис. 1. Диаграмма сжатия образца искусственного хондрита: график давления в образце от степени сжатия

Из диаграммы видно, что сжатие приводит к пропорциональному росту давления в образце, при этом дважды при ≈ 2 МПа и $\approx 3,5$ МПа рост кратковременно прерывается (по-видимому, происходит перегруппировка и уплотнение фрагментов смеси). При достижении $\approx 6,3$ МПа рост давления прекращается и после сжатия $> 7\%$ теряется целостность мишени, и она фрагментируется на составляющие. Испытания прочности искусственно полученного материала показали результаты, близкие к полученным в ходе проведения аналогичных испытаний вещества Чебаркульского метеорита, упавшего в районе г. Челябинск [16].

Из остальных образцов были изготовлены мишени с формой близкой к сферической. Масса мишеней варьировалась от 0,1 до 0,7 г, диаметр от 4 мм до 8 мм. Микроскопическое исследование структуры образцов выявило наличие хондр от 50 мкм до 600 мкм (максимальный размер составлял до 800 мкм).

Экспериментальный стенд, методика измерений и результаты

Исследования проводились на лазерной импульсной установке «Луч». Принципиальная схема проведения экспериментов изображена на рис. 2.

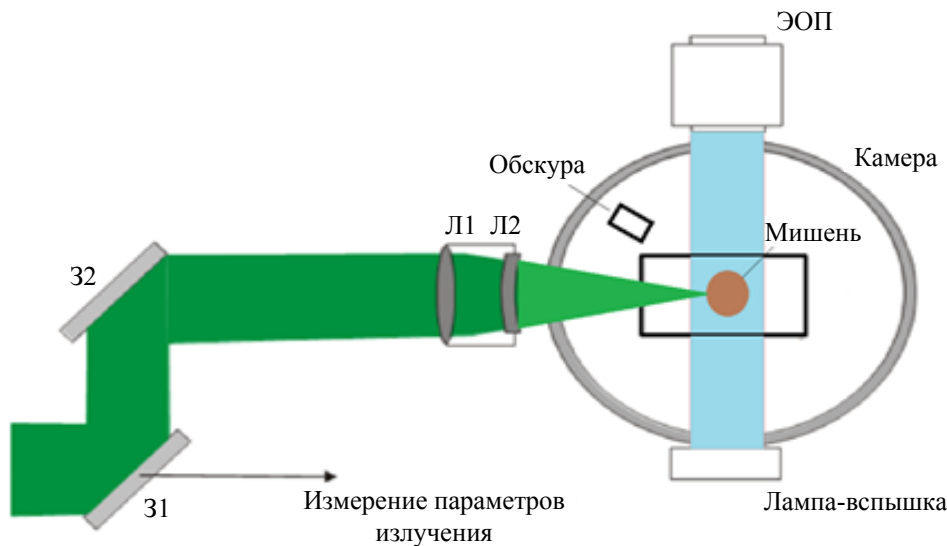


Рис. 2. Принципиальная схема экспериментального стенда; 31, 32 – зеркала, Л1, Л2 – линзы, ИЭОП – импульсный электронно-оптический преобразователь

Облучение мишени осуществлялось на длине волны $\lambda = 0,527$ мкм в режиме «острой фокусировки». С выхода канала установки, ЛИ после преобразователя частоты, через систему транспортных зеркал фокусирующим объективом вводилось в 8-и канальную вакуумную мишенную камеру. Основные параметры ЛИ, характерные для данной схемы экспериментов, представлены в табл. 3.

Таблица 3

Значения штатных энергетических и временных параметров ЛИ в одноканальном варианте постановки экспериментов

Параметр		Значение
Энергия	На выходе усилительного канала в основной частоте, $E_{1\omega}$	< 1200 Дж
	Преобразованное излучение, $E_{2\omega}$	< 600 Дж
	На мишени*, $E_{M1\omega}$	< 500 Дж
Длительность импульса на $\lambda = 0,527$ мкм, $\tau_{0,5}$		1,4–2,2 нс
Контраст	По энергии, K_E	$> 10^5$
	По мощности, K_P	$> 10^5$
Пятно облучения**, $\varnothing$		$> 100 - 120$ мкм
Средняя интенсивность в пятне, I		$< 1,6 \cdot 10^{15}$ Вт/см ²

* – с учетом потерь энергии излучения при транспортировке (пропускание тракта $T \approx 82$ %),
** – по уровню содержания 80 % энергии, с учетом использования объектива, с эффективным фокусным расстоянием $F \approx 99,3$ см

Мишенная сборка в вакуумной камере показана на рис. 3.

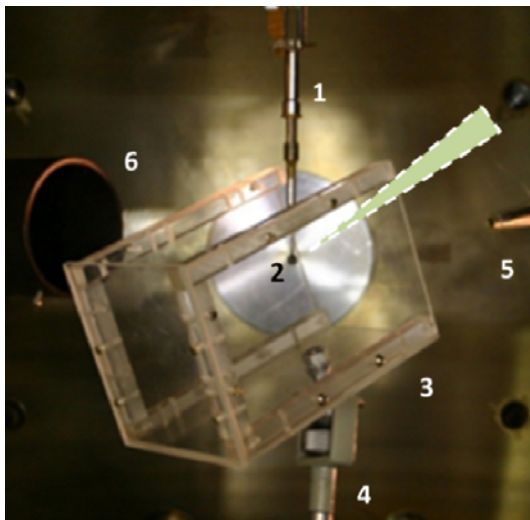


Рис. 3. Бокс с мишенью в камере установки «Луч»: 1 – держатель мишени, 2 – мишень, 3 – бокс, 4 – держатель бокса, 5 – обскура, 6 – элементы системы, строящей изображение мишени на ЭОП. Зеленым цветом показано направление ввода излучения

Мишень закреплялась на вертикально ориентированном держателе и помещалась в специальный, индивидуально юстируемый бокс, имеющий прозрачные стенки. Таким образом, обеспечивалась возможность боковой и тыльной подсветки для регистрации динамики разлета мишени. В ряде случаев, для фиксации продуктов дробления и восстановления диаграммы разлета осколков, на стенке приклеивался двусторонний скотч с клеевым слоем.

Размер пятна облучения в экспериментах определялся по его изображению в рентгеновском излучении, зарегистрированном с помощью камеры-обскуры в предположении, что интенсивность рентгеновского излучения прямо пропорциональна интенсивности лазерного излучения. Направление наблюдения камерой обскуры с осью лазерного пучка составляло $\approx 30^\circ$. Характерные, зарегистрированные в опытах, изображения пятен облучения и результаты их обработки представлены на рис. 4.

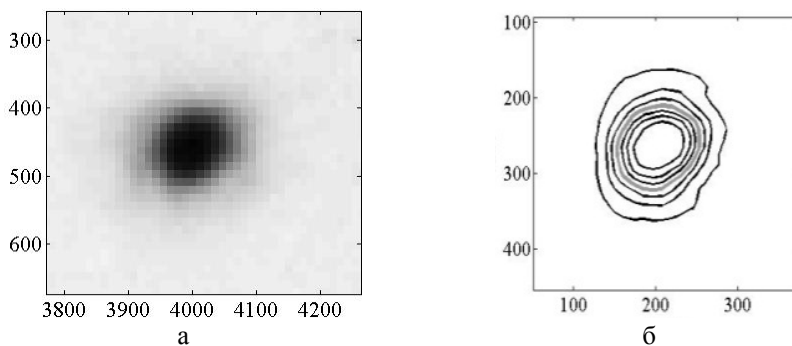


Рис. 4. Обскурограмма (а) и изоуровни распределения интенсивности для эксперимента от 26.02.15

В каждом из экспериментов определялись: площадь пятна облучения по полувысоте от максимальной интенсивности в его изображении ($S_{0,5}$), и эквивалентный диаметр круглого пятна ($d_{\text{экв.}}$). Для эксперимента, представленного на рис. 4, получены: $S_{0,5} = 0,84 \cdot 10^{-4} \text{ см}^2$ и $d_{\text{экв.}} = 104 \text{ мкм}$. Пятно характеризуется симметричным распределением засветки.

Для регистрации процесса разрушения мишеней использовался стандартный теневой метод. Подсветка была организована с использованием лампы-вспышки с длительностью импульса до 1 мс. Регистрация изображений осуществлялась при помощи регистратора СЭР-7 [17] в девятикадровом

режиме. Изображение строилось на фотохронограф с использованием оптической системы, состоящей из объектива с фокусным расстоянием $f = 50$ мм, и обеспечивающей увеличение $M^* = 0,67$. Основные параметры съемки составили:

- область изображения – 20–25 мм;
- пространственное разрешение в области расположения мишени – 200 мкм;
- количество кадров – 9;
- динамический диапазон – 700;
- полное время съемки – 600 мкс;
- задержка первого кадра относительно момента прихода ЛИ – регулируемая;
- время экспозиции единичного кадра – 1–5 мкс;
- время между кадрами – 70 мкс.

Синхронизация запуска регистратора с запуском излучения подсветки осуществлялась с использованием не силовой части излучения, взятого за «глухим» зеркалом реверсора, далее импульс запуска по оптоволокну транспортировался к мишенной камере. Нестабильность запуска в экспериментах оценивается величиной около 50 пс.

На рис. 5 представлена характерная регистрация разлета осколков мишени полученная в деятикадровом режиме.

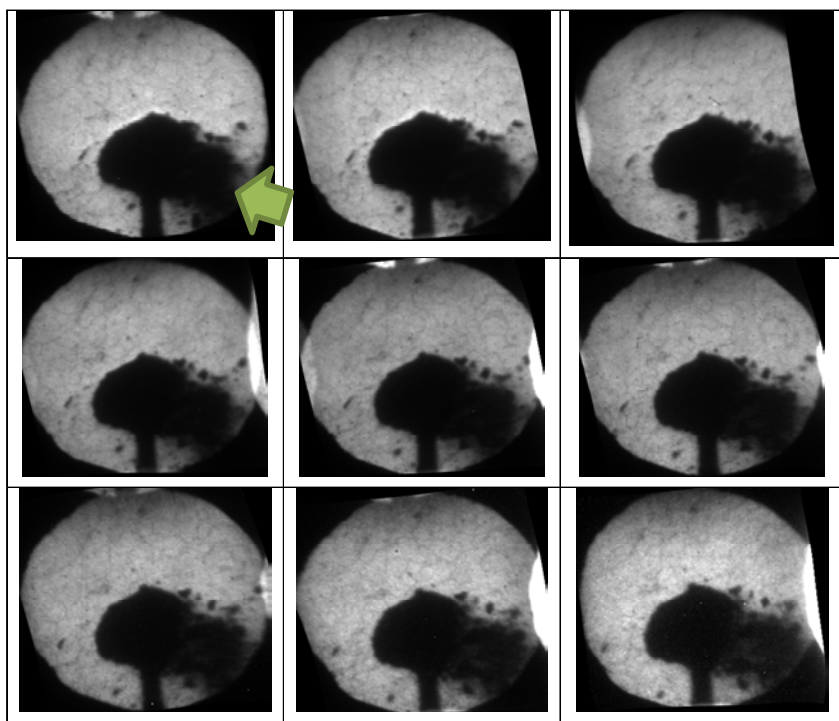


Рис. 5. 9-и кадровый снимок разлета мишени ($\varnothing 8$ мм, $m = 0,641$ г), зарегистрированный в эксперименте от 03.02.2015. Направление времени: от левого верхнего до нижнего правого кадра построчно. Начало съемки на 500 мкс, время между кадрами 70 мкс, экспозиция 2 мкс. Направление падения ЛИ на мишень показано стрелкой зеленого цвета

Движение тыльной стороны мишени и продуктов ее распада регистрировались лазерным оптогетеродинным методом [18].

Измерительный комплекс включал в себя:

- узкополосный лазер с длиной волны $\lambda = 1,55$ мкм;
- фотоприемник с полосой пропускания 20 ГГц;
- осциллограф с полосой пропускания 16 ГГц и частотой дискретизации 12,5 пс;
- пассивные оптоволоконные элементы для построения оптической схемы.

Схема оптических измерений, реализованная в данных экспериментах, представлена на рис. 6.

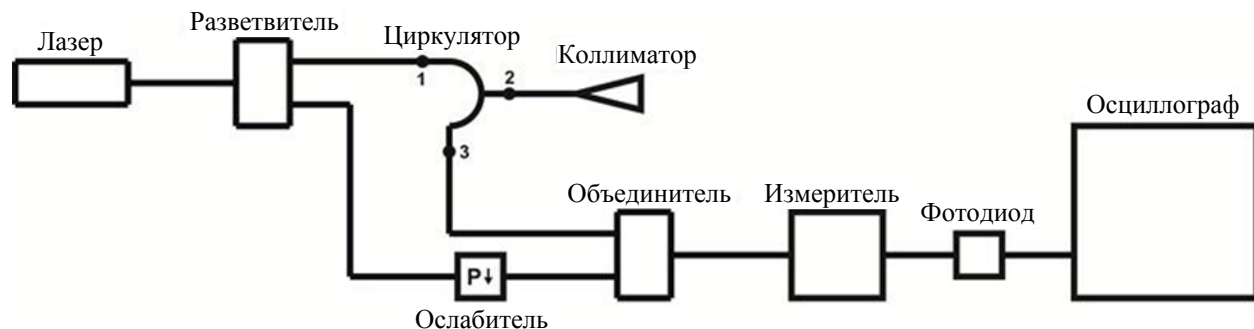


Рис. 6. Схема оптических оптогетеродинных измерений PDV

Узкополосное излучение лазера передается по оптическому волокну на оптический разветвитель, который делит излучение на опорное и зондирующее. Зондирующее излучение передается через оптический циркулятор на коллиматор, который направлен на исследуемую мишень. Далее часть рассеянного излучения от мишени попадает обратно в коллиматор и через оптический циркулятор проходит на объединитель. На объединителе происходит сложение излучения отраженного от поверхности мишени с опорным сигналом, которое затем попадает на фотоприемник и осциллограф. В результате, осциллографом записывается разностная комбинационная частота биений, пропорциональная скорости объекта, от которого отражается излучение.

Комплекс позволяет регистрировать скорости до 12,5 км/с, что ограничено полосой пропускания осциллографа – 16 ГГц.

На рис. 7 представлен пример регистрации динамики разлета мишени, полученной с использованием методики PDV. В эксперименте зарегистрировано ее полное разрушение. На интервале 0–300 мкс хорошо виден одиночный трек, с сохраняющимся размером, скоростью и отражающей способностью. Трек идентифицируется как мишень,двигающаяся как целое без образования существенных осколков. Характерная скорость мишени составляет около 5 м/с. Примерно через 300 мкс происходит расщепление мишени на обломки, имеющие скорость от ≈ -5 м/с (осколки летят в направлении противоположном источнику подсветки) до ≈ 7 м/с. Группа частиц с «отрицательными» значениями скорости появляется с некоторой задержкой из-за их экранирования. В поле зрения прибора имеются отдельные, прослеживаемые треки наиболее крупных частиц. Полная светимость отраженного от обломков излучения остается примерно одинаковой на разные моменты времени регистрации.

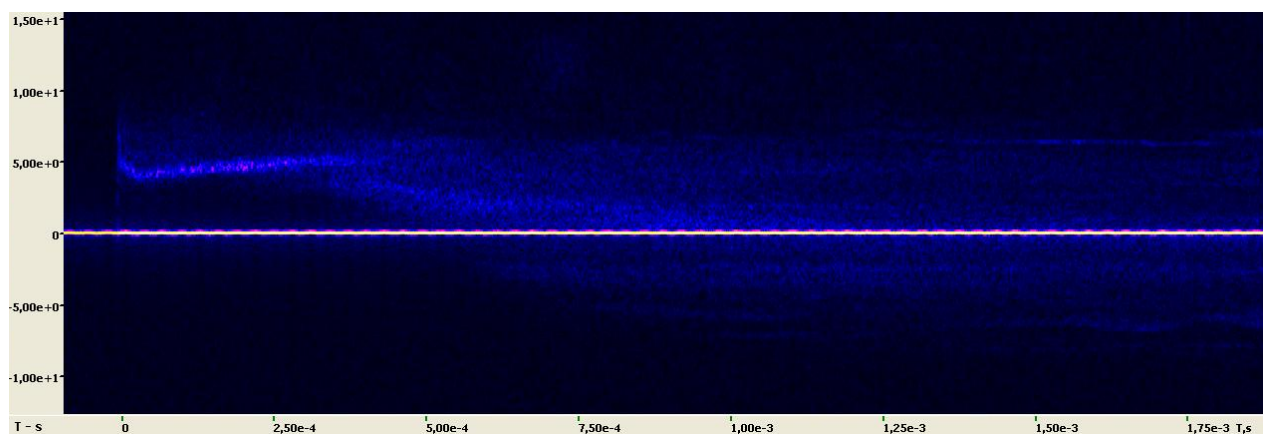


Рис. 7. Регистрация движения тыльной стороны мишени оптогетеродинной методикой в эксперименте от 02.03.2015

Результаты разрушения мишени показаны на рис. 8.



Рис. 8. Осколки мишени в эксперименте от 24.02.2015

В табл. 4 представлены данные по параметрам разрушения мишеней. Как разрушенные классифицированы мишени, не образовавшие в результате воздействия на них излучения фрагментов крупного размера (больше 10 % от первоначальной массы мишени).

Таблица 4

Итоги облучения искусственных мишеней хондритного состава

Дата опыта	E_M/m , Дж/г	Крупные осколки			Масса мелких осколков, г
		Количество, шт.	Масса*, г	Доля от исходной массы, %	
03.12.14	371	1	≈0,21	≈60	0,2717
05.12.14	341	Нет	—	—	0,2020
12.12.14	1761	Нет	—	—	0,0520
25.12.14	493	1	0,1494	55	0,0678
29.01.15	209	1	0,2517	74	0,0186
02.02.15	1259	Нет	—	—	0,0531
03.02.15	396	1	0,5333	83	0,0606
04.02.15	1146	Нет	—	—	0,0369
05.02.15	336	3	0,126/0,09/0,07	29/21/17	0,0134
27.02.15	345	2	0,1520/0,1485	43/42	Нет
02.03.15	556	Нет	—	—	0,2511
02.03.15 (2)	779	Нет	—	—	0,0620

* m_2 – масса крупного (крупных) осколков, образовавшихся при разрушении мишеней.

Результаты по разрушению мишеней интегрированы на рис. 9.

На рис. 9 погрешность приводится только для оси ординат, определяется погрешностью измерения энергии, подведенной к мишени, и оценивается величиной <10 %. Из рисунка видно, что испытанный тип мишени имеет порог разрушения около 500 Дж/г. Вместе с тем в единичных случаях данная закономерность нарушается, что свидетельствует о наличии неучтенных факторов и необходимости проведения дополнительных исследований для уточнения величины порога.

Обобщенно можно разбить результаты экспериментов на три диапазона:

- менее 400 Дж/г. Происходит частичное разрушение мишени и образуются от одного до нескольких крупных осколков;
- около 600 Дж/г. Мишень дробится на множественные осколки, имеющие массу не более десятой части массы исходной мишени;
- более 800 Дж/г. Полное разрушение мишени, без образования существенных осколков.

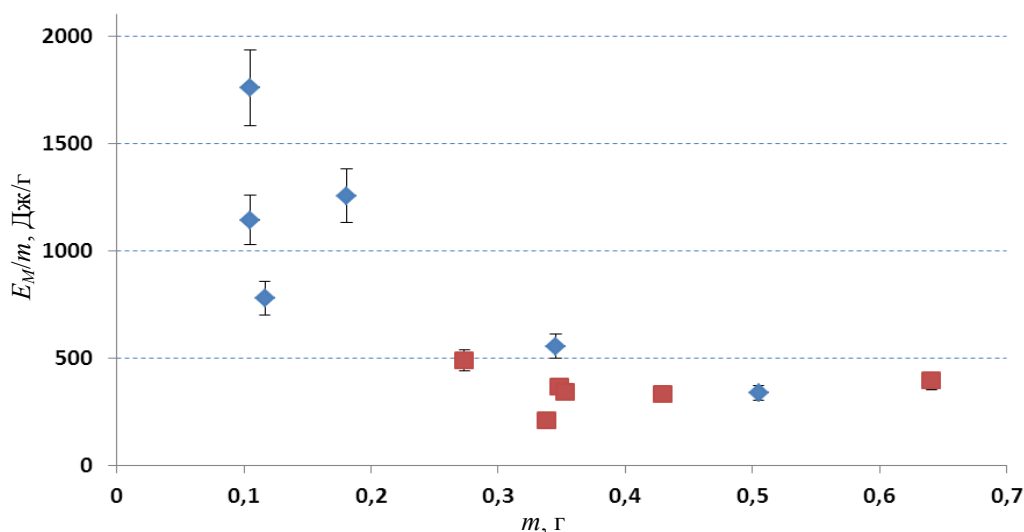


Рис. 9. Удельная энергия в экспериментах по разрушению мишеней из хондритного вещества с характерным размером микровключений до 600 мкм: синий цвет – получено разрушение мишеней, красный – мишени частично разрушены с образованием крупных осколков

Полученные результаты согласуются с результатами, полученными в ходе проведения экспериментов на установке Искра-5.

Планируется продолжение работ по изучению прочности метеоритного вещества при уменьшении размеров вкраплений (до 5 мкм), изменения формы мишени (сферическая или эллиптическая), варьирования точки прицеливания (центральное или смещенное к краю) и создания условий для имитации условий «заглубленного» взрыва.

Список литературы

1. Прохоров М. Е., Захаров А. И. Сравнительный анализ стратегий обзора неба из космоса в задачах астероидно-кометной опасности и контроля космического мусора. Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева, № 6(39), 2011. С. 118–123.
2. Hearing Charter: Near-Earth Objects: Status of the Survey Program and Review of NASA's 2007 Report to Congress. 2318 Rayburn House Office Building, November 8, 2007.
3. Сурдин В. Г. Туринская шкала астероидной опасности. Энциклопедия «Кругосвет», 2002. С. 1–4.
4. Герценштейн М. Е., Клавдиев В. В., Швилкин Б. Н. и др. О защите цивилизации земли от падения астероидов. Наука и технологические разработки. 2010. Т. 89, № 1. С. 45–49.
5. Jennifer Chu. Paintballs may deflect an incoming asteroid. Massachusetts Institute of Technology. [В Интернете] 26 october 2012 г. <http://newsoffice.mit.edu/2012/deflecting-an-asteroid-with-paintballs-1026>.
6. Dillow C. Destroying an Incoming Killer Asteroid With a Nuclear Blast. Bonnier. 9 April 2012.
7. Mc Elrat T. Gravity tractor with local mass augmentation. Jet Propulsion Laboratory.
8. Wie B. Optimal Dispersion of Near-Earth Objects. 2013.
9. Lowry S. C., Weissman S. C., Duddy S. R. et al. The internal structure of asteroid (25143) Itokawa as revealed by detection of YORP. Astronomy & Astrophysics, 2014. P. 562.
10. Vardaxis G., Winkler T., Wie B., Pitz A., Kaplinger B. Conceptual Design of a Hypervelocity Asteroid Intercept. Asteroid Deflection Research Center, Iowa State University. USA: IA 50011-2271.
11. Asteroid Initiative Idea Synthesis Workshop Selected Abstracts. NASA. Nov. 20–22, 2013.
12. Анненков В. И., Багрецов В. А., Безуглов В. Г. и др. Импульсный лазер мощностью 120 ТВт «Искра-5». Квантовая Электроника. 1991. Т. 18, № 5. С. 536.

13. Салатов Е. А., Ананьин Д. О., Гаранин С. Г. и др. Моделирование разрушения метеорита ядерным взрывом в лазерных экспериментах. Сборник тезисов XIII-ой научно технической конференции молодёжь в науке. Саров, 2014.
14. Аристова Е. Ю., Денисова В. А., Скорочкин Ю. В., Дрожжин В. С. и др. Получение образца метеоритного вещества. Сборник тезисов XIII-ой научно технической конференции молодёжь в науке. Саров, 2014.
15. Безнасюк Н. Н., Галахов И. В., Гаранин С. Г. и др. Четырёхканальная лазерная установка ЛУЧ – модуль установки ИСКРА-6. Доклад на международной конференции IV Харитоновские тематические научные чтения. г. Саров, 18–21 февраля 2002 г. Сборник аннотаций, г. Саров, 2002. С. 82.
16. Авраменко М. И., Глазырин И. В., Ионов Г. В., Карпеев А. В. Расчеты параметров взрывной волны, вызванной Челябинским болидом. РФЯЦ-ВНИИТФ, г. Снежинск. 2013.
17. Кравченко А. Г., Литвин Д. Н., Мисько В. В. и др. Фотохронографическая методика исследования динамики развития плазменных образований. Физика плазмы. 2006. Т. 2. С. 1–4.
18. Sargis P. D., Molau N. E., Sweider D., Lowry M. E. Photonic Doppler Velocimetry. LLNL Report UCRL-ID-133075, 1999.