

# РАКЕТНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ПРОТИВОМЕТЕОРИТНОЙ ЗАЩИТЫ ЗЕМЛИ

А.С. Алексеев, И.И. Величко, В.А. Волков, Ю.А. Ведерников

Государственный ракетный центр “КБ им. академика В.П. Макеева”, г. Миасс, Россия

## Введение

В настоящее время учеными и техническими специалистами ряда стран мира интенсивно обсуждается вопрос о путях создания системы защиты Земли от астероидно-кометной опасности.

В соответствии с материалами Международной конференции “Проблемы защиты Земли от столкновения с опасными космическими объектами (SPE-94)”, обсудившей эти проблемы (26–30 сентября 1994 года, г. Снежинск), система может быть создана международным сообществом в ближайшей перспективе на базе накопленных знаний и опыта в области ракетно-космических, ядерных, артиллерийских и общепромышленных технологий. Основой в системе защиты Земли является ракетно-космический комплекс перехвата (РККП) опасных космических объектов (ОКО) — астероидов и ядер комет.

В предлагаемом Вашему вниманию докладе дается системное обоснование требуемых внешних характеристик РККП.

## 1. Опасные космические объекты

Опасность для биосферы Земли представляют астероиды и ядра комет, траектории движения которых пересекают траекторию движения Земли вокруг Солнца. Часть астероидов в своем движении приближается к Солнцу ближе, чем Земля, и, таким образом, могут создать для нее непосредственную угрозу столкновения.

Для обоснования требуемых характеристик РККП решающее значение имеют принимаемые при исследовании расчетные характеристики ОКО, их массовые и прочностные показатели и пространственно-временные характеристики их движения вокруг Солнца [1]. С этой целью проведена статистическая обработка данных примерно по 200 астероидам. При статистической обработке сделано предположение, что уровень опасности столкновения астероидов с Землей выше для тех астероидов, которые на момент обработки имеют меньшее расстояние от орбиты Земли. Результаты обработки приведены на рисунках 1–3 и в таблицах 1 и 2. На рисунках 1–3 приведены статистические функции и гистограммы распределения диаметра астероидов, наклона их орбит относительно эклиптики и периода их обращения вокруг Солнца для выборки из 91 астероида, которые сближаются с орбитой Земли на расстояние менее 15 млн. км (0,1 а. е.). Результаты анализа зависимостей для данной выборки приведены в таблице 1. Аналогичные зависимости для выборки из 184 астероидов, имеющих перигелий менее 1,33 а. е., приведены в таблице 2. В соответствии с принятыми предпосылками в ближайшей перспективе столкновение Земли возможно с астероидами с параметрами, приведенными в таблице 1, а в дальней перспективе — с параметрами, приведенными в таблице 2.

Таблица 1

Основные характеристики опасных астероидов ближней перспективы

Уровень вероятности	Характеристики опасных астероидов		
	Диаметр, км	Наклонение, град.	Период обращения, лет
$F(x)=P\{X<x\}=0,5$	< 1,0	< 8	< 2,5
$F(x)=P\{X<x\}=0,9$	< 3,0	< 25	< 3,5
$P_{\max}$	0,5 – 1,0	0 – 5,0	1,0 – 1,5; 3,0 – 3,5

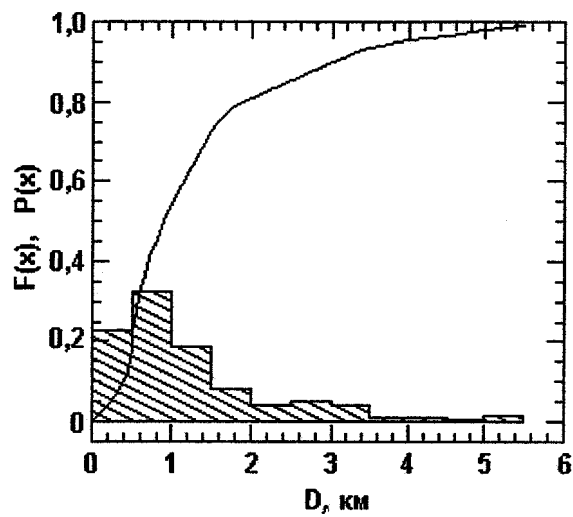


Рис. 1. Функция и гистограмма распределения диаметра опасных астероидов.

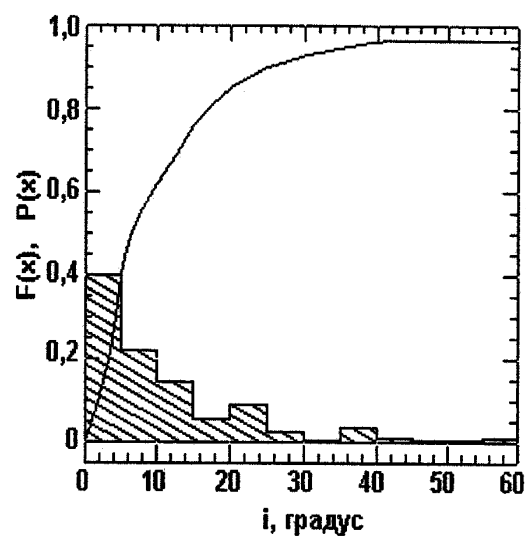


Рис. 2. Функция и гистограмма распределения наклона орбит опасных астероидов.

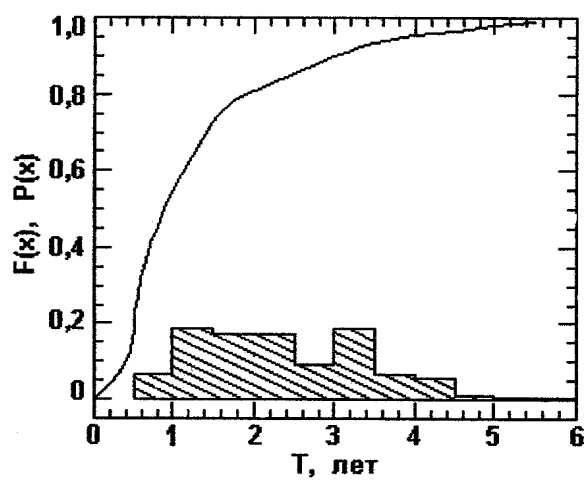


Рис. 3. Функция и гистограмма распределения периода обращения опасных астероидов.

Основные характеристики опасных астероидов дальней перспективы

Таблица 2

Уровень	Характеристики опасных астероидов
---------	-----------------------------------

вероятности	Диаметр, км	Наклонение, град	Период обращения, лет
$F(x)=P\{X<x\}=0,5$	< 1,2	< 11	< 2,7
$F(x)=P\{X<x\}=0,9$	< 4,5	< 32	< 4,2
$P_{\max}$	0,5 – 1,0	0 – 5,0	3,0 – 3,5

В исследованиях по выбору требуемых характеристик РККП для перехвата ОКО за пределами сферы притяжения Земли — дальнего перехвата, в качестве расчетных целесообразно определить такие характеристики ОКО и траекторий их движения, которые охватывали бы весь диапазон значимых характеристик ОКО, как минимум для ближайшей перспективы, а выбираемые характеристики РККП должны обеспечить в дальнейшем решение задач дальней перспективы, например, путем повышения энергетических возможностей систем.

В качестве наиболее представительных пространственно–временных характеристик астероидов приняты характеристики движения астероидов типа Икар и Адонис (периоды обращения 1,117 и 2,76 года соответственно и наклонение 0—25 град.).

Учитывая, что среди изученных метеоритов (ОКО, уже столкнувшихся с Землей и достигших ее поверхности) абсолютное большинство составляют каменные хондриты, в качестве модельного вещества ОКО рассматривается каменный силикатный материал, имеющий плотность до  $3500 \text{ кг/м}^3$  и механические свойства, близкие к механическим свойствам скальных пород на поверхности Земли.

Наиболее вероятный диаметр опасных астероидов составляет 0,5—1,0 км, хотя необходимо учитывать и возможность появления опасных астероидов диаметром до 3,0—4,5 км.

На рис 4,а приведена частота падения на Землю ОКО различного диаметра, где по оси ординат представлен поток ОКО ( $\Phi$ ) с диаметром больше  $D$ , 1/год. По оси абсцисс отложены диаметры ОКО в метрах и километрах. Кривая 2 получена по зависимости ГРЦ–КБМ:

$$\Phi(> D) = 1530 \cdot D^{-2,8}.$$

Кривая 1 построена ВЦ СО РАН посредством информационной обработки истории космических катастроф. Поле значений между этими кривыми представляет собой дорожку погрешностей в определении частности падения астероидов на Землю в зависимости от их размера.

На рис. 4,б по оси абсцисс приведены диаметры астероидов и по оси ординат отложено количество осколков  $N$ , массой меньше, чем  $M$ , связанной с начальной массой  $M_0$  разрушаемого тем или иным способом астероида по закономерности:

$$N = N_0 \left( \frac{M}{M_0} \right)^{-S}.$$

Здесь  $S$  —интегральный масс–индекс;  $N_0$  — количество осколков массой меньше, чем  $M_0$ ; кружками изображены соответствующим образом перестроенные кривые ГРЦ–КБМ из рис. 4,а. Оказалось, что при  $S = 1,05$ , характерного для подавляющего большинства разрушаемых тел, расчетная кривая  $N(D)$  идет почти параллельно опытной кривой ГРЦ–КБМ. Это говорит о предпочтительности оценок ГРЦ–КБМ по частоте падения астероидов.

В исследованиях требуемых характеристик оперативного (экстренного) перехвата ОКО с помощью кинетических звездообразных проникателей (КЗП) за представительные приняты пространственно–временные характеристики астероидов 20–150 м, наклонение орбит 0–25 градусов, период обращения 1–3 года. Атмосфера Земли нас полностью и надежно защищает от сравнительно небольших космических тел, радиус которых не превосходит 10 метров. Поэтому при невозможности требуемого изменения траектории ОКО, он должен быть разрушен на фрагменты малого размера. Разрушение ОКО должно быть осуществлено таком расстоянии от Земли, при котором не возникал бы эффект группового воздействия фрагментов ОКО на Землю.

## 2. Возможные способы воздействия на ОКО

Основными способами исключения опасного воздействия ОКО на Землю в исследовании приняты:

- изменение траектории ОКО с обеспечением гарантированного пролета мимо Земли;
- дробление или иное разрушение объекта на безопасные для биосферы Земли фрагменты.

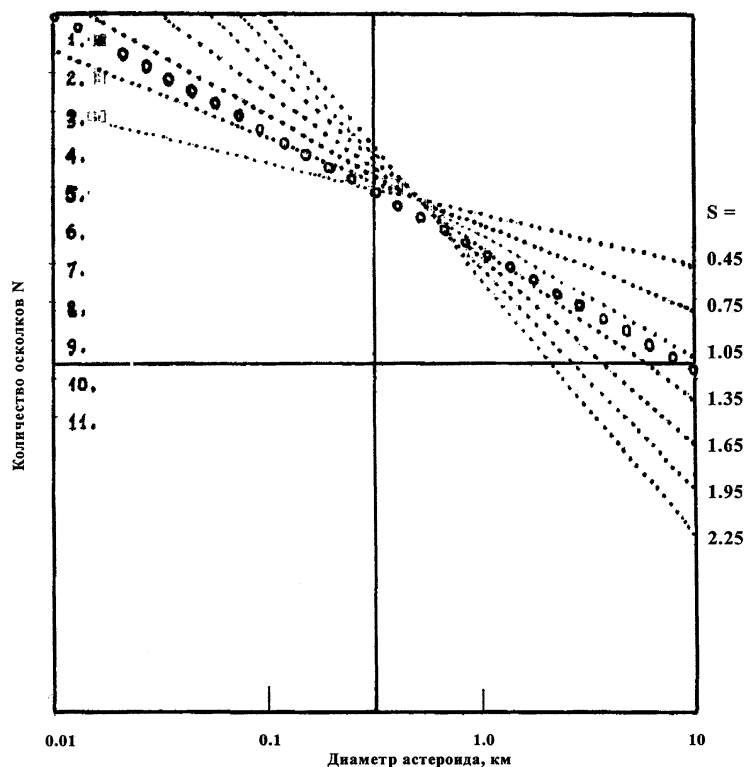


Рис. 4.в. Зависимость количества осколков от диаметра разрушаемого астероида.

Опасными для Земли являются и те объекты, что при своем движении непосредственно сталкивающиеся с Землей, и объекты, “захваченные” гравитационным полем Земли при их пролете рядом с Землей. На рис. 5 приведен радиус захвата ОКО гравитационным полем Земли в зависимости от скорости его движения относительно Земли. Радиус захвата ОКО гравитационным полем Земли определяет максимальный начальный промах ОКО относительно Земли как материальной точки, при котором произойдет падение ОКО на поверхность Земли. При большей величине промаха ОКО его траектория будет искривлена гравитационным полем Земли, но столкновения с Землей не произойдет.

Из графика следует, что с увеличением скорости сближения ОКО с Землей значение радиуса захвата уменьшается и начиная со скоростей 20–30 км/с асимптотически приближается к радиусу Земли. Для принятых в исследовании расчетных параметрах ОКО (типа Икар и Адонис) радиус захвата составляет около 7000 км. Таким образом, эффективность средств воздействия на ОКО (величина прикладываемого импульса) и время упреждающего воздействия на ОКО должны быть определены из условия увода ОКО в предполагаемый момент встречи с Землей на расстояние более 7000 км. Следует отметить, что увеличение дальности перехвата ОКО приводит к существенному уменьшению необходимого приращения скорости ОКО. Отмечаемое положение является ключевым при определении параметров РККП, определения его энергетических возможностей по выведению к ОКО средств воздействия и определению соответствующих тактических схем применения.

Реализация тех или иных схем применения во многом будет определяться возможностями информационных средств Системы Защиты Земли (СЗЗ) по заблаговременному предупреждению об опасности.

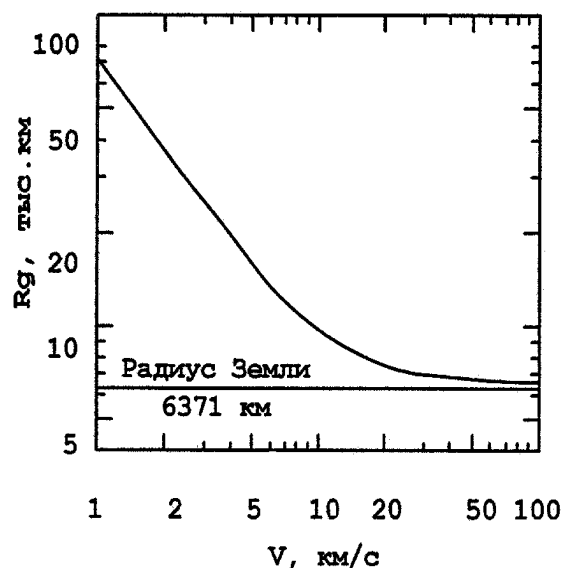


Рис. 5. Радиус захвата космического объекта гравитационным полем Земли в зависимости от скорости сближения объекта с Землей.

### 2.1. Параметры воздействия на космические объекты ядерных взрывных устройств

Для системной увязки параметров РККП необходимы данные по приращению скорости ОКО, получаемому при срабатывании средств воздействия. В качестве расчетных средств воздействия приняты ядерные взрывные устройства. Преимуществом ядерных взрывных устройств является высокая концентрация энергии в ядерном заряде, что позволяет использовать сравнительно небольшой по массе и габаритам космический перехватчик.

Воздействие на ОКО ядерного взрыва определяют:

- импульс скорости, получаемый космическим объектом от ударной волны продуктов взрыва и обломков конструкции космического перехватчика;
- реактивные силы, связанные с испарением тонкого поверхностного слоя под действием проникающего излучения;
- реактивные силы, связанные с выбросом грунта из образующейся при взрыве воронки;
- ударные волны, инициированные взрывом в теле объекта.

На рис. 6 приведены оценки дополнительной скорости, сообщаемой ОКО при контактном взрыве в зависимости от мощности ядерного устройства. Результаты расчетов показывают, что при контактном подрыве ядерного устройства мощностью 10–20 Мт астероиду диаметром 1,3–2,0 км может быть сообщено приращение скорости до 1 м/с.

Оценки сообщаемых ОКО дополнительных скоростей получены по имеющимся в ГРЦ методикам, которые предполагается уточнить специализированными организациями при дальнейших исследованиях.

Эффективность применения ядерных устройств может быть значительно повышена путем реализации заглубленных в тело ОКО взрывов. По оценкам РФЯЦ-ВНИИТФ при контактном взрыве на поверхности астероида только 10–13% выделившейся энергии идет в глубину тела, а остальная энергия рассеивается в окружающем пространстве. При заглублении ядерного устройства в тело ОКО на некоторую оптимальную глубину на дробление и выброс материала используется от 70–80% до 100% энергии взрыва. Поэтому при заглубленном подрыве можно прогнозировать увеличение величины приращения скорости ОКО примерно в 7 раз по сравнению с контактным подрывом того же ядерного устройства.

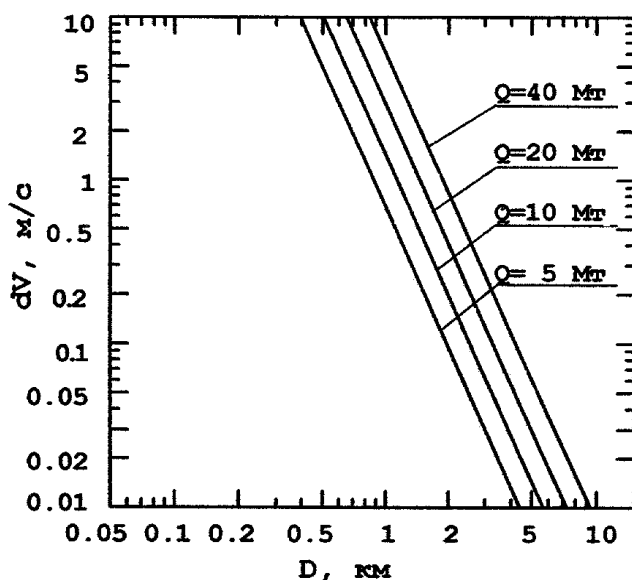


Рис. 6. Зависимость приращения скорости, сообщаемой ОКО при контактном подрыве ядерного устройства различной мощности, от диаметра ОКО с плотностью материала  $3500 \text{ кг/м}^3$ .

Тактические возможности ядерных взрывных устройств по уводу рассматриваемых астероидов от столкновения с Землей (оперативный режим перехвата) приведены на рис. 7. Здесь в зависимости от мощности ядерного устройства, вида срабатывания (неконтактный, контактный, заглубленный) и времени упреждения воздействия (время, остающееся после воздействия ядерного устройства на астероид до его предполагаемого столкновения с Землей) приведен максимальный размер каменных астероидов с плотностью  $3500 \text{ кг/м}^3$ , которые могут быть отклонены от Земли на требуемое расстояние (около  $7000 \text{ км}$ ) без их разрушения.

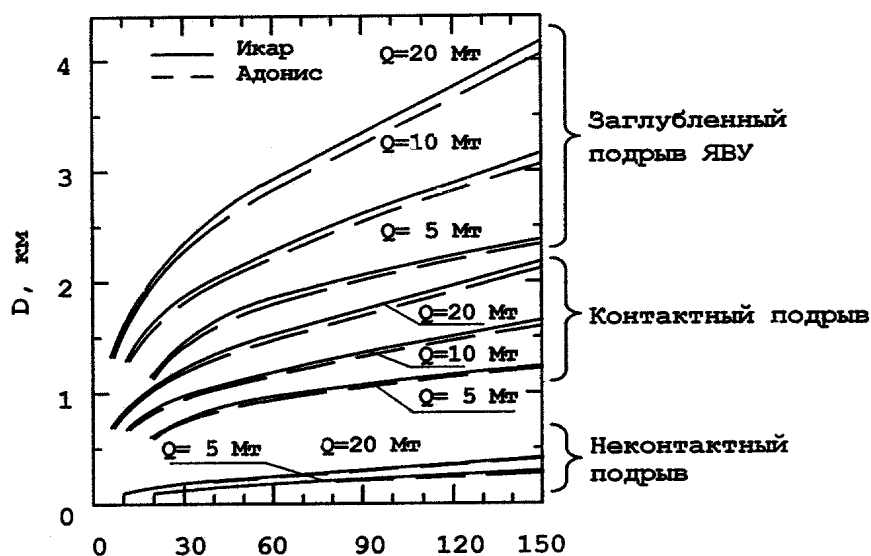


Рис. 7. Максимальный диаметр (D) уводимого от столкновения с Землей ОКО в зависимости от мощности ЯВУ (q), вида его срабатывания и времени упреждения воздействия (T).

Анализ приведенных зависимостей показывает, что увод наиболее вероятного (массового) класса астероидов диаметром  $0,5-1,0 \text{ км}$  может быть осуществлен при контактном подрыве ЯВУ мощностью  $5-20 \text{ Мт}$ . При этом время упреждения может изменяться от  $6-10$  суток до  $80$  суток в зависимости от мощности ядерного устройства при его контактном срабатывании. Более мощные ЯВУ допускают меньшее время упреждения. Увод более крупных астероидов (диаметром порядка до  $3-4,5 \text{ км}$ ) потребует заглубленных подрывов мощных ЯВУ при времени упреждения до  $120$  суток. Альтернативным способом обеспечения требуемого увода крупных астероидов является стратегический режим перехвата, когда перехват ОКО осуществляется за один и более его обо-

рот (вокруг Солнца) до столкновения. При этом требуемая мощность ЯВУ может быть значительно уменьшена за счет увеличения времени упреждения.

## 2.2. Параметры воздействия на ОКО кинетических звездообразных проникателей

Рассматривается оперативный перехват опасного космического объекта (ОКО) диаметром около 100 м. В качестве средств воздействия на ОКО используются кинетические звездообразные проникатели (КЗП) с многолучевым миделевым сечением. Для воздействия по ОКО на космическом перехватчике размещается набор из одного большого и шести малых КЗП. Каждый из них представляет собой звездообразную конструкцию из трех перьев прямоугольной формы в плане (рис. 8,а). Материал КЗП — закаленная до  $\sigma = 160$  кг/мм сталь 30ХСНА, в том числе с перфорацией. Для малых КЗП возможно применение алюминиевых и титановых сплавов. Перспективны КЗП из обедненного урана с перфорацией. Вместо малых КЗП могут быть использованы цилиндрические кумулятивные облицовки [2]. Характеристики КЗП без перфорации приведены в таблице 3.

Таблица 3

### Массо–габаритные характеристики КЗП

Тип КЗП	ширина пера, м	длина КЗП, м	масса КЗП, кг
большой КЗП	1,5	6,0	4000
малый КЗП	0,75	3,0	1000

К моменту столкновения с ОКО набор КЗП (рис. 8,б) должен разводиться в боевой порядок, когда большой КЗП в центре, а малые КЗП и кумулятивные струи [2] распределены равномерно вокруг большого КЗП по окружности диаметром до 70 м. Точка прицеливания центрального КЗП — геометрический центр ОКО. Диаметр окружности боевого порядка КЗП равен половине диаметра ОКО. Продольная ось каждого КЗП ориентирована вдоль вектора скорости сближения этого КЗП с ОКО. Высота перехвата ОКО — от 1000 до 10000 км над поверхностью Земли. Скорость ОКО на высоте перехвата приведена в таблице 4.

Таблица 4

### Зависимость скорости движения ОКО от высоте перехвата

Высота перехвата, км	1000	4000	10000
Скорость ОКО, км/с			
минимальная	12,5	11,2	9,9
максимальная	27,1	26,8	26,0

Для обоснования целесообразности применения КЗП для воздействия по ОКО проведены модельные экспериментальные исследования по пробиванию различных металлических преград удлиненными ударниками в диапазоне скоростей соударения от 0,2 до 3,2 км/с. Медные кумулятивные струи звездообразного и кругового сечения металась до скоростей 6 км/с. Обнаружено значительное увеличение площади бокового разрушения преграды звездообразными ударниками (рис. 9) и струями. Этот эффект связывается с дополнительными зонами разрушения, образующимися при взаимодействии ударных волн в областях между отдельными лучами внедряющегося проникателя. Результаты экспериментов со свинцовыми (рис. 10,а) и алюминиевыми (рис. 10,б) преградами использованы для оценки размеров области разрушения звездообразными ударниками при скоростях соударения 10 и 25 км/с по кривой моделирования Н.А. Златина [3]

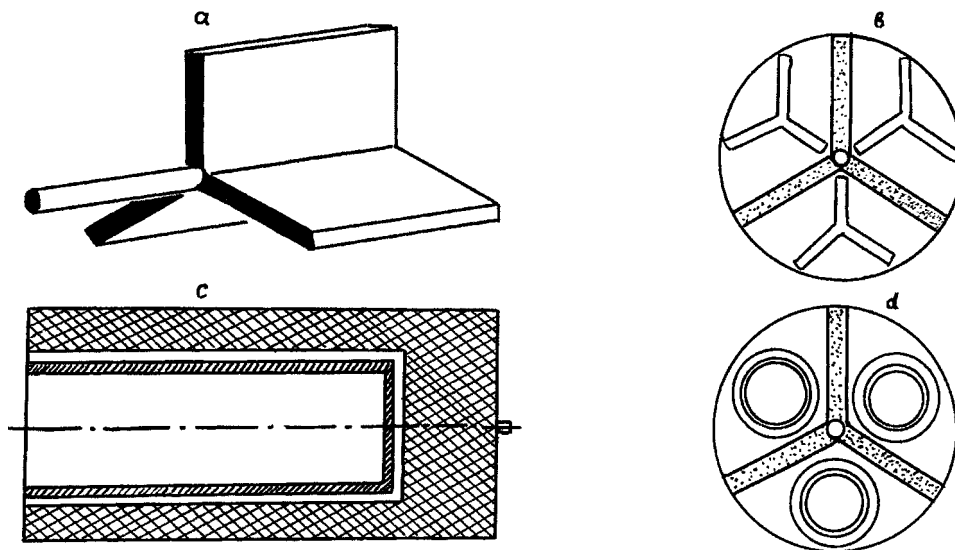


Рис. 8. Кинетические звездообразные penetrатели и цилиндрические кумулятивные облицовки.

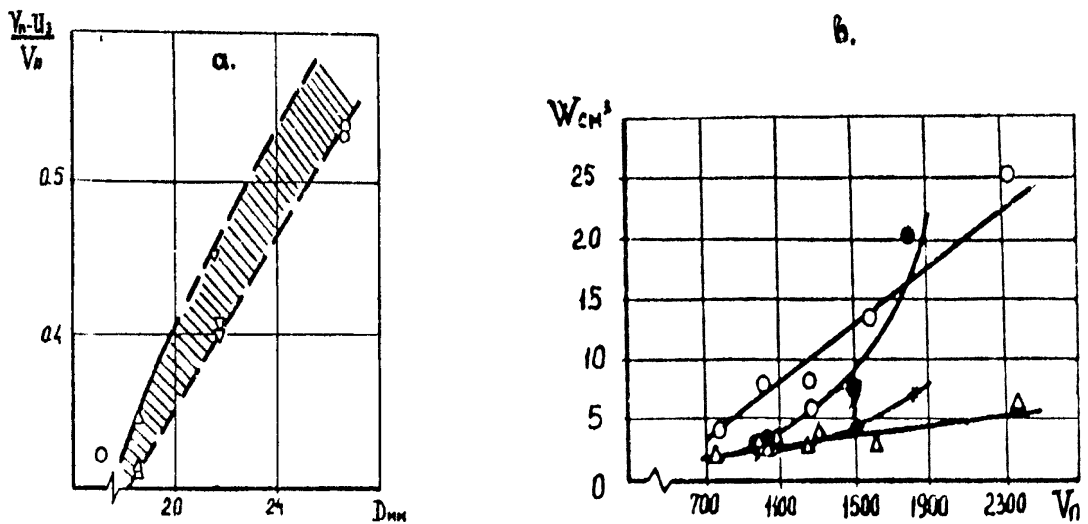


Рис. 10. Зависимость выбиваемого объема преграды от скорости соударения с нею звездообразного penetrателя.

Рассмотрено влияние ряда геометрических параметров звездообразных penetrателей на их проникающую способность и предельную скорость пробития для заданной преграды. Наиболее существенными являются:

1. удлинение носовой части;
2. рациональное притупление ее вершины (рис. 11 и 12).



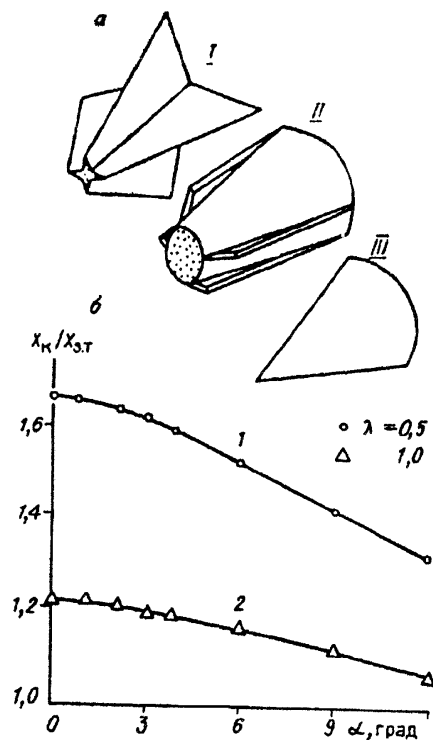


Рис. 11. Зависимость проникающей способности звездообразных проникателей от удлинения носовой части.

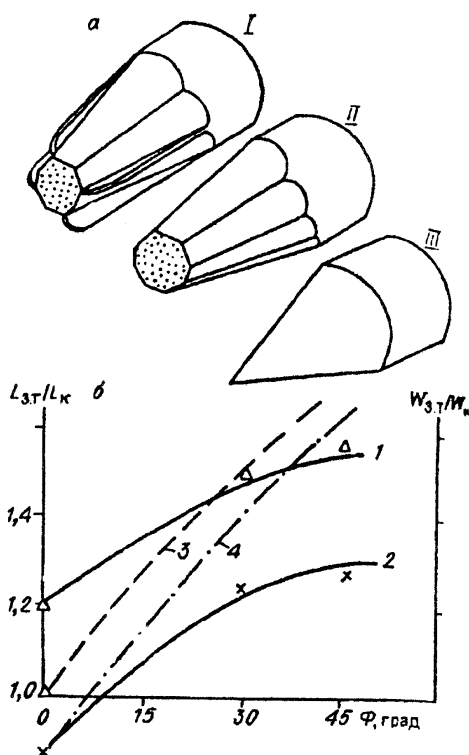


Рис. 12. Зависимость проникающей способности звездообразных проникателей от притупления вершины носовой части.

Количество отдельных лучей ударника мало влияет на результаты пробития (число лучей изменялось от 3 до 6). Оптимальный размах лучей определялся из условия компромисса между прочностью ударника как конструкции и размерами области разрушения преграды при скоростях удара от 1 до 3 км/с.

В диапазоне скоростей соударения от 0,2 до 1,7 км/с исследованы антирикошетные свойства звездообразных проникателей в сравнении с аналогичными результатами для эквивалентных тел

вращения. Выявлены значительные преимущества звездообразных ударников при отрицательной стреловидности носовых клиньев (рис. 13). Эти преимущества особенно существенны при пробивании пространственных преград. Обнаружено резкое ухудшение действия вращающихся звездообразных ударников, предложен способ устранения данного недостатка [4] при использовании носовой иглы с накаткой.

На основе многочисленных публикаций (авторов и других исследователей) проведена численная оптимизация действия поликлиновых пробойников по глубине проникания и площади разрушения. Выполнен статистический анализ форм как современных ударников (106 форм), так и форм наконечников древних стрел и копий (около 80 форм). Определены взаимодополняющие классы для современных и древних ударников. К первым отнесены полипластинчатые проникатели, ко вторым — проникатели с носовыми иглами. В итоге выделены наиболее эффективные формы ударников и кумулятивных струй со звездообразным поперечным сечением для использования в гипотетических кинетических системах противометеоритной защиты.

Исследовано волновое взаимодействие в многогранных кавернах, образуемых в преградах кумулятивными облицовками со звездообразным поперечным сечением. Обнаружено увеличение бокового действия по сравнению с кумулятивными струями кругового сечения. Предложена и рассчитана схема кумулятивного заряда со звездообразной и конической облицовками, разнесенными по оси. Оценена возможность использования звездообразных конфигураций для ядер групповых метательных зарядов. Соотнесены экспериментальные результаты проникания звездообразных струй и ударников. Рассмотрены физические предпосылки к созданию гидродинамической теории пространственного проникания струй, образуемых пирамидальными и призматическими облицовками кругового, многогранного и звездообразного миделей. Проанализирована проникающая способность группы кумулятивных струй в зависимости от расстояния между ними и угла подхода к подвижным и стационарным преградам. Выявлены условия их самоорганизации в полете и проникания в тело космического или наземного объектов.

Узловым вопросом дробления ОКО является придание его фрагментам достаточной скорости разлета для обеспечения заданного рассеивания их при подходе к Земле с некоторой высоты перехвата.

Проведенные оценки и анализ имеющихся экспериментальных и расчетных данных по конфигурациям ударных слоев и донных следов (“местная атмосфера”) тел различной формы показали, что для относительно гарантированного исключения взаимовлияния, которое за счет интерференционных эффектов и особенностей течений внутри “местной атмосферы” может привести к сближению летящих осколков, необходимо, чтобы расстояние во фронте движения между ними было не менее 1,5 максимального размера осколка в плоскости, перпендикулярной направлению движения, а в направлении движения — не менее 5–6 этих максимальных размеров при одинаковых габаритах предыдущего и последующего осколков, и линейно изменяться в зависимости от относительных размеров следующих друг за другом осколков (до  $\gamma$  12 при величине последующего осколка в 3 раза больше предыдущего; до 3,5 при отношении размеров  $\gamma$  0,5). Следует отметить, что приведенные оценки по удалению осколков друг от друга не полностью исключают возможности их сближения и последующего совместного полета, так как произвольность конфигурации осколков может явиться причиной возникновения боковых аэродинамических сил, которые приведут к реализации маневрирующего полета одного или нескольких осколков. Кроме того, из-за отличия габаритно-массовых параметров последующие обломки могут “догонять” предыдущие [5, 6, 7, 8].

В таблице 5 приведена зависимость необходимой высоты перехвата ОКО диаметром 100 м в зависимости от скорости разлета фрагментов ОКО при различной скорости сближения ОКО с Землей. Принято, что для недопущения “группового” воздействия на Землю фрагментов ОКО средним диаметром 1 м необходимо среднее расстояние между точками входа фрагментов в атмосферу (на высоте 100 км) не менее 10 м (10 диаметров фрагментов). Для обеспечения заданных расстояний между точками входа фрагментов ОКО в атмосферу необходимо их рассеивание в виде шара радиусом 6,91 км.

Таблица 5

**Высота перехвата ОКО, необходимая для обеспечения требуемого разлета фрагментов разрушенного ОКО**

Средняя скорость разлета фрагментов ОКО, м/с	5	10	20	50	100
--	---	----	----	----	-----

Необходимое время разлета фрагментов ОКО, с	1070	535	268	107	54
Высота перехвата ОКО, км (1)					
при скорости ОКО 7 км/с	11673	6290	3360	1456	795
при скорости ОКО 25 км/с	27842	14152	7229	2984	1565

### Примечания:

1. Траектория движения ОКО — вертикальная. При наклонной траектории движения ОКО необходимая высота перехвата меньше приведенной.
2. Скорость сближения ОКО с Землей без учета разгона его в гравитационном поле.

Для достижения скоростей разлета фрагментов ОКО порядка 100 м/с целесообразно использование кинетической энергии встречного удара по ОКО КЗП особой конструкции из обедненного урана с вольфрамовым стержнем. Этот вариант представляется наиболее предпочтительным при последующем воздействии на ОКО самого перехватчика с остаточной массой до 3 т (при массе КЗП до 10 т).

Для оценки воздействия центрального КЗП использован численный метод газодинамического расчета высокоскоростного удара [2]. В 1986 г. он успешно использовался при определении толщин защитных экранов космических аппаратов, движущихся на сближение с кометой Галлея [4]. В качестве приближенной модели взаимодействия рассмотрено соударение песчаного метеорита диаметром 22 м и уранового осесимметричного эквивалента КЗП диаметром 0,33 м и длиной 6 м при суммарной скорости соударения 30 км/с.

На рис. 14 представлены результаты численного расчета внедрения эквивалента КЗП в метеорит при разных временах. Из третьего кадра видно, что эквивалент прошивает насквозь глыбу метеорита, сохраняя при этом его практическую целостность. Очевидно, что наличие у КЗП радиальных лучей приведет к образованию системы трещин, по которым метеорит расколется на количество осколков из рис. 4,в.

### **2.3. Требуемые параметры схем доставки к ОКО дальнего космического перехватчика**

С целью получения расчетных значений требуемых скоростей времени доставки КП к ОКО, при которых РККП реализует оперативный и стратегический перехват, было проведено моделирование процесса перехвата ОКО. При моделировании из всего набора возможных траекторий доставки КП в точку перехвата принимались траектории, требующие минимальной начальной скорости. Результаты расчета требуемых значений начальной скорости перехватчика ОКО и времени, затрачиваемого РККП на оперативный перехват, приведены на рис. 15 и 16. Данные приведены для перехвата астероидов типа Икар и Адонис. Значения требуемых начальных скоростей и времени перехвата построены в зависимости от времени упреждения перехвата. При этом время перехвата не ограничивается возможностями информационных систем СЗЗ. Результаты расчетов по перехвату астероидов диаметром 0,5–1,0 км ЯВУ мощностью 5–20 Мт приведены в таблице 6.

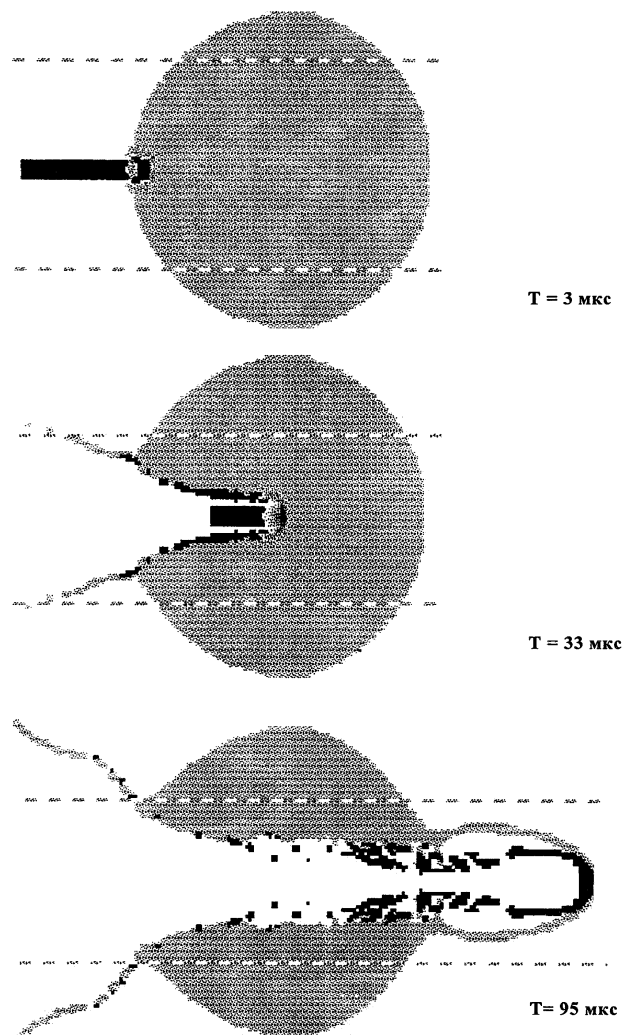


Рис. 14. Процесс внедрения осесимметричного проникателя в метеорит.

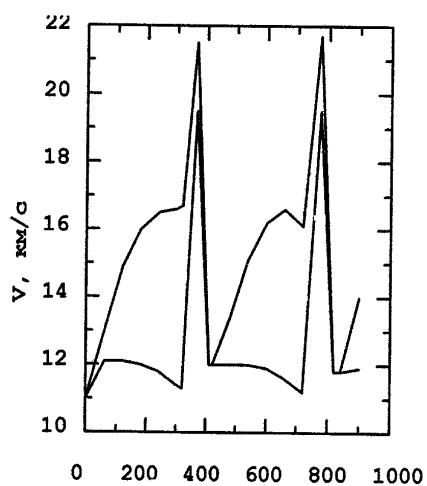


Рис. 15. Необходимая начальная скорость перехватчика ОКО для перехвата астероида типа Икар в зависимости от заданного времени от перехвата ОКО до его предполагаемого столкновения с Землей.

Верхний график — для случая перехвата астероида с наклоном орбиты 23 градуса. Нижний график — для случая перехвата астероида с орбитой, лежащей в плоскости эклиптики.

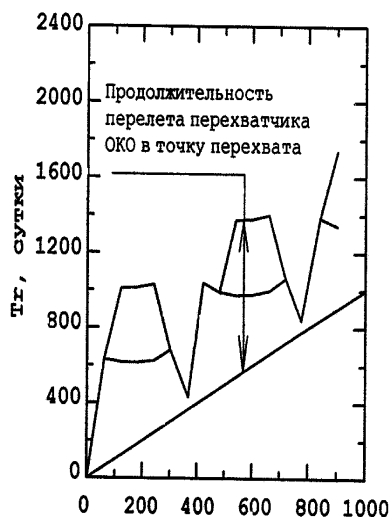


Рис. 16. Резерв времени, необходимый для перехвата астероида типа Икар, в зависимости от заданного времени от перехвата ОКО до его предполагаемого столкновения с Землей.

Верхний график — для случая перехвата астероида с наклоном орбиты 23 градуса. Нижний график — для случая перехвата астероида с орбитой, лежащей в плоскости эклиптики.

Таблица 6

**Пространственно–временные характеристики оперативного перехвата астероидов диаметром 0,5–1,0 км при различной мощности ядерного взрывного устройства**

диа-

Характеристики перехвата	Мощность ЯВУ, Мт		
	5	10	20
Время упреждения перехвата, сутки	15...80	10...40	6...20
Минимальная требуемая скорость КП, км/с			
а) астероид типа Икар: наклонение 23 град.	11,6–13,6	11,4–12,3	11,2–11,6
наклонение 0 град.	11,3–12,1	11,2–11,8	11,1–11,3
б) астероид типа Адонис: наклонение 25 град.	11,6–15,5	11,4–13,4	11,2–11,6
Время, необходимое для перехвата, сутки			
а) астероид типа Икар: наклонение 23 град.	200–760	140–420	80–200
наклонение 0 град.	200–630	140–420	80–200
б) астероид типа Адонис: наклонение 25 град.	200–1000	140–660	80–200

Анализ приведенных данных показывает следующее. Использование для оперативного перехвата наиболее вероятного класса астероидов (диаметром 0,5–1,0 км) более мощных ЯВУ приводит к уменьшению значений требуемых начальных скоростей КП и времени, затрачиваемого на перехват. Представляется нецелесообразным использование для оперативного перехвата ЯВУ мощностью 5 Мт, поскольку на перехват требуется длительное время (до 1000 суток) и начальная скорость до 15,5 км/с. По этим показателям наибольшее предпочтение имеет ЯВУ мощностью 20 Мт. Вместе с тем расчеты показывают, что увеличение скорости КП до 14–15 км/с позволит довести время перехвата ОКО в оперативном режиме до 1 года и при использовании ЯВУ мощностью 10 Мт.

Наибольшую эффективность по принятым показателям (меньшая требуемая скорость КП и меньшее время перехвата) можно получить при применении ЯВУ мощностью 20 Мт. В этом случае требуемая скорость КП не превышает 12 км/с, а время перехвата не превышает полугода.

Как было отмечено, перехват наиболее крупных астероидов ближней и дальней перспективы (диаметром до 3 км и до 4,5 км соответственно) энергетически предпочтительнее осуществлять в режиме стратегического перехвата, проводимом в точке пересечения траекторий астероида и Земли за один и более оборотов астероида вокруг Солнца до его столкновения с Землей.

В таблице 7 приведены требуемые для осуществления перехвата время и начальная скорость КП при применении ЯВУ мощностью 5 Мт, 10 Мт и 20 Мт.

Таблица 7

**Пространственно–временные характеристики стратегического перехвата астероидов диаметром 3–4,5 км при различной мощности ядерного взрывного устройства**

Диаметр астероида, км	Мощность ЯВУ, Мт	Время перехвата, лет	Число оборотов ОКО до столкн.	Начальная скорость, км/с
3,0	5	5 / 4	3 / 1	11,2 / 11,2
	10	2 / 4	1 / 1	11,1 / 11,2
	20	2 / 4	1 / 1	11,1 / 11,2
4,5	5	9 / 7	7 / 2	11,1 / 11,5
	10	6 / 4	4 / 1	11,4 / 11,2
	20	3 / 4	2 / 1	11,5 / 11,2

**Примечание.** В числителе приведены время и начальная скорость КП при перехвате астероида с траекторией типа Икар, в знаменателе — типа Адонис.

Приведенные данные показывают, что применение ЯВУ мощностью 5 Мт приводит к значительному увеличению времени перехвата по сравнению с ЯВУ мощностью 10 Мт и 20 Мт, что нецелесообразно.

Размеры астероидов, перехватываемых за один оборот до столкновения с Землей превосходят требуемые для ближайшей перспективы для всех рассматриваемых условий перехвата и мощности ЯВУ 10 Мт и 20 Мт. Следует также отметить, что при реализации в РККП скоростей до 13–14 км/с время, необходимое для перехвата ОКО, может быть сокращено примерно на 0,5 года.

Для перехвата крупных астероидов дальней перспективы от РККП и информационной системы предупреждения СЗЗ потребуется реализация больших времен перехвата (до 7–9 лет).

Таким образом, результаты расчетов показывают, что весь перечень возлагаемых на РККП дальнего перехвата задач может быть успешно решен путем реализации оперативного и стратегического режимов применения РККП. При этом возможны два одинаково эффективных варианта РККП:

- РККП с начальной скоростью КП до 14 км/с, оснащенный ЯВУ мощностью 10 Мт;
- РККП с начальной скоростью КП до 12 км/с, оснащенный ЯВУ мощностью 20 Мт.

**2.4. Требуемые параметры схем доставки к ОКО ближнего космического перехватчика с КЗП**

Для исключения опасного воздействия ОКО на Землю путем разрушения ОКО на безопасные для биосферы Земли фрагменты необходимо комплексное решение двух задач:

- разрушение ОКО на фрагменты малого размера,
- рассеивание фрагментов ОКО для недопущения эффекта их “группового” воздействия на Землю.

Для решения первой задачи необходимо доставить к ОКО средства воздействия необходимой мощности, для решения второй задачи — осуществить перехват ОКО на таком расстоянии от Земли, чтобы при известной скорости разлета фрагментов ОКО, определяемой физической природой ОКО, его размером, мощностью и способом применения средств воздействия, гарантированно обеспечить необходимое рассеивание фрагментов ОКО.

В таблице 8 приведены оценки пространственно–временных характеристик доставки КП по энергетически оптимальным (полуэллиптическим) траекториям в точку перехвата ОКО на различной высоте над поверхностью Земли.

Таблица 8

**Пространственно–временные характеристики доставки КП в точку перехвата ОКО на различной высоте над поверхностью Земли**

Высота точки перехвата ОКО, тыс. км	2	4	8	12	20	40
Начальная скорость КП на высоте 200 км, км/с	8,2	8,6	9,1	9,4	9,8	10,3
Приращение скорости КП, км/с	0,4	0,8	1,3	1,6	2,0	2,5
Длительность полета КП, час	1,0	1,2	1,6	2,0	3,0	6,0

При увеличении высоты перехвата ОКО от 2000 до 40000 км необходимая начальная скорость КП увеличивается от 8,2 до 10,3 км/с, а длительность перелета КП к точке перехвата — от 1 до 6 часов. При использовании энергетически неоптимальных траекторий доставки необходимая начальная скорость КП для достижения заданной высоты перехвата увеличивается, а длительность перелета КП в точку перехвата ОКО уменьшается.

Таким образом, ближний перехват с разрушением ОКО отличается от оперативного перехвата с отклонением ОКО сравнительно меньшими потребными скоростями и много меньшей длительностью выведения КП в точку перехвата ОКО.

### 3. Определение параметров РККП

#### 3.1. Информационное обеспечение перехвата ОКО

В программе “Космическая защита Земли” создана система “Экопрогноз” [9]. Разработанные методы и модели оценки сверхдолгосрочного (с заблаговременностью до нескольких десятилетий) прогнозирования крупных природных аномалий предлагается эффективно реализовать в форме службы прогнозного планетарного мониторинга и предотвращения опасных астрогеофизических явлений и катастроф в экосфере. Природные аномалии как следствие астрогеофизических резонансов включают кометно–астероидную и плазмодную активность и опасность.

Наиболее характерным из находок системы “Экопрогноз” является астрогеофизическая интерпретация Тунгусской катастрофы. Оказывается, что Тунгусский феномен строго совпал по времени и расположению с астрогеофизическим резонансом 1908 года. По природе данный феномен был вероятнее всего плазмодом, следы которого до сих пор пытаются искать изыскатели из комплексной самодеятельной экспедиции. Тунгусский и Чулымский (1984 г.) плазмоды стали предвестниками появления в 1910 и 1986 годах кометы Галлея на минимальном расстоянии от Земли.

Система “Экопрогноз” в комбинации с методом обнаружения и сопровождения малых астероидов с применением сканирования по эфемеридам могла стать основой для создания прогнозного космогеоэкологического мониторинга при фонде “Космический щит Земли”.

Понятно, что необходимость ракетного противодействия выяснится лишь при полной уверенности, что небесное тело столкнется с Землей. Для этого необходимо с очень высокой точностью определить параметры орбиты тела. Это возможно, если движущееся тело наблюдается продолжительное время. Необходимо заблаговременное дальнейшее обнаружение тел, приближающихся к Земле. Наиболее вероятны катастрофы “тунгусского класса”, падение тел диаметром 30–50 м. Такие тела практически недоступны для обнаружения и регулярного наблюдения (сопровождения) современными средствами на больших расстояниях, в поясе астероидов. Наблюдаются они эпизодически при сближении с Землей. До сих пор ни одно из тел не было заблаговременно обнаружено перед падением на Землю.

Обычный метод обнаружения астероидов и комет основан на том, что они, в отличие от звезд, движутся и при длительном наблюдении оставляют на фотографическом или компьютерном изображении след в виде короткого штриха. Этот штрих используется как информативный признак, отличающий астероиды от звезд при наблюдении. Задача обнаружения состоит в поиске штрихов среди многочисленных точек, оставленных звездами. Но малый астероид излучает мало света и этот свет распределяется на светочувствительном материале по всей длине штриха. Штрих оказывается крайне малоконтрастным и не различается из-за флуктуаций фоновой засветки, так как фотоны от астероида воздействуют на пиксель светочувствительной CCD–matrix в течении нескольких минут и переходят на соседний. Если бы малый астероид не двигался, его можно было бы обнаружить на достаточном расстоянии при длительном экспонировании. Видимое движение по небесной сфере является основным информативным признаком обнаружения астероидов. Движущийся астероид дает “смазанное” изображение и не позволяет накопить, собрать фотоны в одной точке (рис. 17). Но это же движение препятствует дальнейшему обнаружению. Астероиды, кото-

рые “идут на сближение” с Землей, имеют орбиты, принадлежащие узкому классу траекторий. На рис. 18 показано, как движутся в пространстве астероиды в интервале за 150–50 суток до сближения с Землей. Внизу показана орбита Земли и справа точка, где должно произойти столкновение.

Авторами доклада предложен алгоритм компьютерного преобразования числовых массивов, получаемых от CCD–matrix, в пространство параметров орбитального движения, в котором изображения тел, движущихся по эфемеридам заданного класса, представляются неподвижными и могут эффективно экспонироваться продолжительное время. На рис. 19 изображено, как выглядят в поле зрения телескопа возможные пути движения астероидов, сближающихся с Землей. Они характеризуются вполне определенным соотношением между направлением видимого движения и скоростью. Задача состоит в том, чтобы считать сигналы с матричного светоприемника (ПЗС–матрицы), элементов, в те моменты, когда они “засвечиваются” движущимся телом.

Дискретная структура CCD–matrix требует задания дискретного множества возможных эфемерид в поле зрения телескопа. Количество эфемерид определяется практическими ограничениями, соответствующими конкретной задаче наблюдения. Исследована численным моделированием эффективность алгоритма обнаружения малых тел, которые во время наблюдения находятся в поле зрения телескопа и при своем дальнейшем орбитальном движении сближаются с Землей. Алгоритм, представленный на рис. 20, вычисляет возможные варианты движений, сканирует светоприемную матрицу по законам этих движений (эфемериды), накапливает сигналы (данные) по отдельным адресам (адрес) и обнаруживает, движется ли светящееся тело по определенному закону. В этом методе реализуются предельные физические возможности оптического метода наблюдения применительно к *движущимся* элементам изображения.

Данный алгоритм использует математическую модель орбитального движения для избирательного сканирования (считывания) зарядов с пикселей CCD, как раз в те моменты, когда на них воздействует свет, излучаемый движущимся малым телом. Показано, что обнаружение “закона движения” более эффективно, чем обнаружение последовательности отдельных положений движущегося небесного тела.

С использованием этого алгоритма можно создать эффективную систему дальнего обнаружения для организации противодействия. Она позволит объединять в центральном компьютере промежуточные результаты наблюдений, получаемые несколькими обсерваториями и телескопами космического базирования, и на этой основе обеспечивать непрерывное и предельно эффективное наблюдение. Эта система обладает избирательным обнаружением: обнаруживаются не любые малые тела, которых по оценкам десятки миллионов, а в первую очередь те, которые сближаются с Землей. Алгоритм ориентирован на работу с изображениями, важные детали которых недоступны для непосредственного визуального восприятия, и должен обеспечивать работу системы в автоматическом режиме без диалоговой поддержки.

экспозиция 8

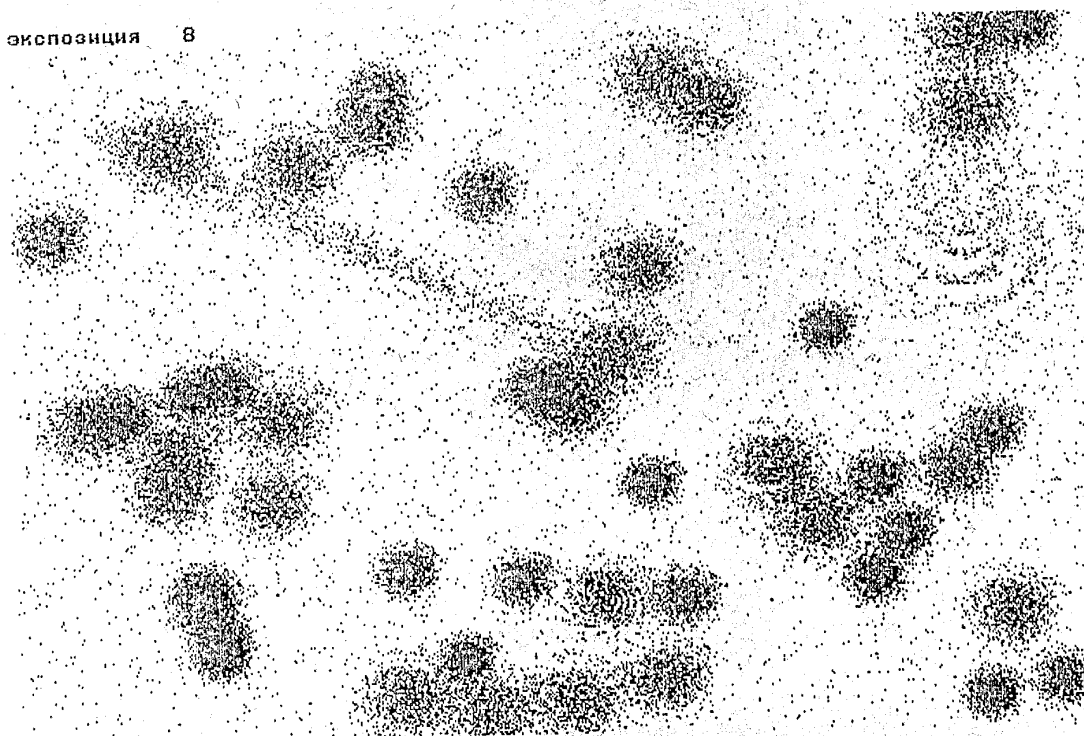




Рис. 17. Движущийся астероид дает “смазанное” изображение и не позволяет накопить, собрать фотоны в одной точке.

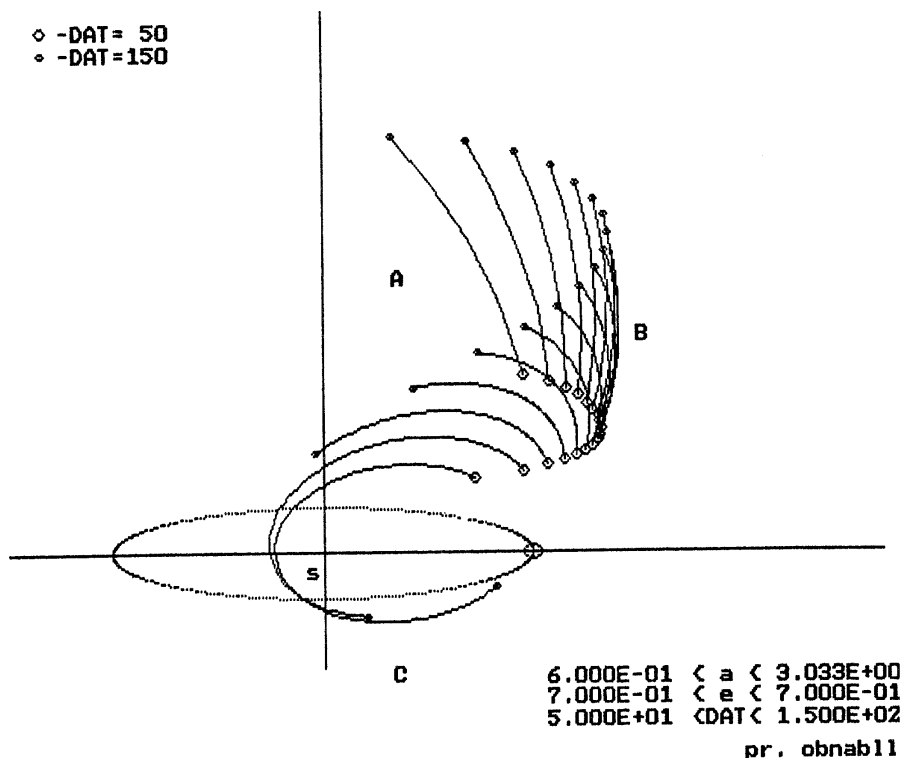


Рис. 18. Астероиды, которые “идут на сближение” с Землей, имеют орбиты, принадлежащие узкому классу. Так движутся в пространстве астероиды в интервале времени за 150 –50 суток до удара.

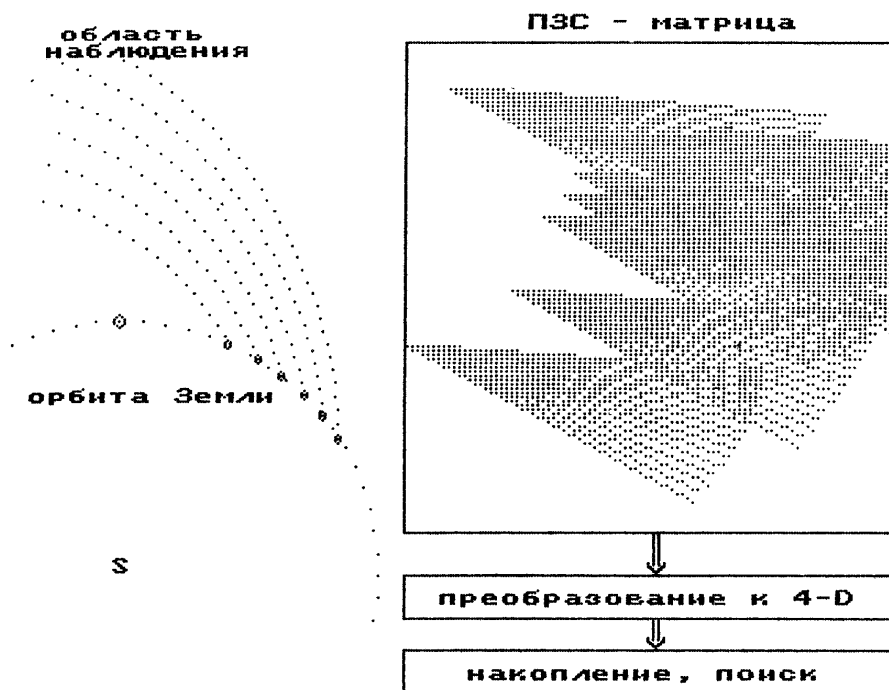


Рис. 19. Так выглядят в поле зрения телескопа возможные пути движения астероидов, сближающихся с Землей.

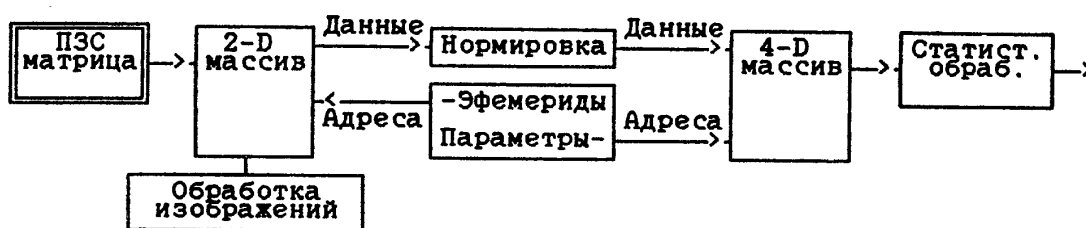
Они характеризуются вполне определенным соотношением между направлением видимого движения и скоростью.

Характерная особенность алгоритма состоит в том, что обработка информации переносится в основном на исходные числовые массивы, получаемые непосредственно от ПЗС-матрицы в реальном времени. Это позволяет производить “редактирование” массивов с целью отбора для по-

следующего анализа только тех фрагментов изображения звездного неба, на которых отсутствует интенсивная засветка от звезд, планет, крупных астероидов, космических аппаратов, а также бликов и других оптических помех. Это возможно, так как интенсивность полезного излучения при дальнем обнаружении существенно ниже уровня небесного фона. Кроме того, открывается возможность отслеживать изменчивость уровня небесного фона и прозрачности атмосферы во времени. Все это позволяет обеспечить необходимую стационарность квантового “шума” по пространству и времени для осуществления особо продолжительного экспонирования движений вдоль заданных эфемерид.

В этих условиях справедлива простейшая оценка эффективности системы дальнего обнаружения. Она основана на соотношении между временем экспонирования в обычной и “компьютеризованной” системах. Если в обычной системе движущийся астероид освещает один пиксел матрицы в течение одной минуты и переходит на соседний, то в данном алгоритме экспозиция пропорциональна числу пикселов, по которым прошло изображение астероида за время наблюдения. Полезный эффект накопления нарастает пропорционально квадратному корню от продолжительности экспонирования. В течение 5 часов астероид может пройти 300 пикселов ПЗС-матрицы. Это соответствует 16-кратному уменьшению количества света, отражаемого наблюдаемым телом. Таким образом, если обычная система уверенно обнаруживает тела диаметром 200 м в поясе астероидов, на расстоянии 300 миллионов км, то компьютерной системе будут доступны для обнаружения в тех же условиях тела диаметром 50 м. Сближение такого астероида с Землей может произойти через год и более, что зависит от параметров его орбиты (возможно движение астероида к перигелию и приближение к Земле с “дневной” стороны). Если на таком расстоянии будет обнаружена комета, то ее сближение произойдет не ранее, чем через 2–3 месяца. Вычислительный процесс в алгоритме должен заранее настраиваться на определенный диапазон расстояний, и при работе на меньших расстояниях его эффективность будет лучше.

Функциональная схема алгоритма обнаружения



ПЗС-матрица ( $n, n$ )	первичное экспонирование в пределах линейного режима в зависимости от уровня звездной и фоновой засветки.
2D-массив ( $n, n$ )	двумерный буферный массив для 2-го этапа накопления (экспонирования), ограниченного расчетным временем прохода изображения тела по одному элементу матрицы.
Обработка изображений	сглаживание фоновой засветки по кадру и времени, выравнивание звездной засветки, гидирование по опорным звездам.
Эфемериды Параметры	вычисление эфемерид тел по условию прохождения изображений по ПЗС-матрице и сближению тел с Землей при их дальнейшем движении. Использование эфемерид в качестве адресов при считывании сигналов с двумерного массива и параметров орбитального движения в качестве адресов при накоплении в четырехмерном массиве.
Нормировка	“весовая” обработка данных при их пересылке с учетом индивидуальных особенностей различных эфемерид.
4D-массив ( $m, n, k, l$ )	четырёхмерное пространство параметров движения для особо продолжительного накопления фотоэлектронов.
Статист. обраб.	сканирование массива, вычисление порогового уровня, обнаружение, оценка достоверности.

Рис. 20. Алгоритм вычисляет возможные варианты движений, сканирует светоприемную матрицу по законам этих движений (эфемериды), накапливает сигналы (данные) по отдельным адресам и обнаруживает, движется ли светящееся тело по данному закону.

Для обеспечения высокой надежности обнаружения предусматривается режим последующего отслеживания (сопровождения) движения по той же или нескольким “подозрительным” эфемеридам до достижения практически достоверного результата. Точность результатов первоначального обнаружения недостаточна для прогноза столкновения тела с Землей. Необходимая точность может быть получена при отслеживании движения тела пока оно не пройдет примерно половину пути к Земле.

Понятно, что реальная система обнаружения опасных небесных тел должна обеспечивать регулярный обзор значительной части небесной сферы. Исследования показали, что можно ограничиться областью наблюдения, сосредоточенной вдоль некоторой линии на небесной сфере, направленной ортогонально эклиптике. Любое тело, приближающееся к Земле, должно прежде эту линию пересечь. Место, направление, скорость и момент пересечения определяются параметрами движения тела. Характерно, что в этом случае интервал времени между обнаружением и фактическим сближением будет существенно зависеть от орбиты тела и расположения области наблюдения.

В будущих исследованиях необходимо более четко определить связь характеристик ракетно-космического комплекса перехвата и характеристик информационных средств системы защиты Земли с целью их взаимного согласования и оптимизации.

### 3.2. Дальний РККП с ЯВУ

Приведенные в предыдущих разделах доклада условия эффективного применения ЯВУ по обеспечению требуемого увода ОКО от столкновения с Землей выступают в отношении средств доставки как требования к РККП, определяют его внешние параметры, которые, в свою очередь, определяют и внутренние его параметры и характеристики. Основными из этих условий являются:

- необходимость обеспечения прямого попадания ЯВУ в ОКО;
- необходимость обеспечения высоких скоростей (до 12–14 км/с);
- длительные времена перехвата.

Для реализации приведенных условий, РККП должен состоять из следующих основных частей:

- космического перехватчика, обеспечивающего доставку ядерного взрывного устройства в заданную точку поверхности ОКО;
- разгонного блока, обеспечивающего выведение космического перехватчика с требуемой точностью на заданную траекторию полета к ОКО;
- ракеты-носителя, обеспечивающей выведение космического перехватчика совместно с разгонным блоком на низкую околоземную орбиту;
- обеспечивающих систем комплекса.

При совместном функционировании в космосе КП и разгонный блок (РБ) образуют орбитальный ударный модуль (ОУМ).

Функциональная схема РККП приведена на рис. 21.

Достигнутый уровень ракетно-космических технологий позволяет сформировать облик РККП из наиболее проработанных и совершенных систем, позволяющих решить возлагаемые на него задачи.

В таблице 9 для рассмотренных ЯВУ мощностью 10 Мт и 20 Мт приведены: массовые характеристики КП, разгонных блоков на криогенных компонентах (жидкие водород и кислород) и с электроракетными ДУ и массовые характеристики ОУМ в целом. При этом в качестве опорной (начальной) принята круговая орбита высотой 200 км.

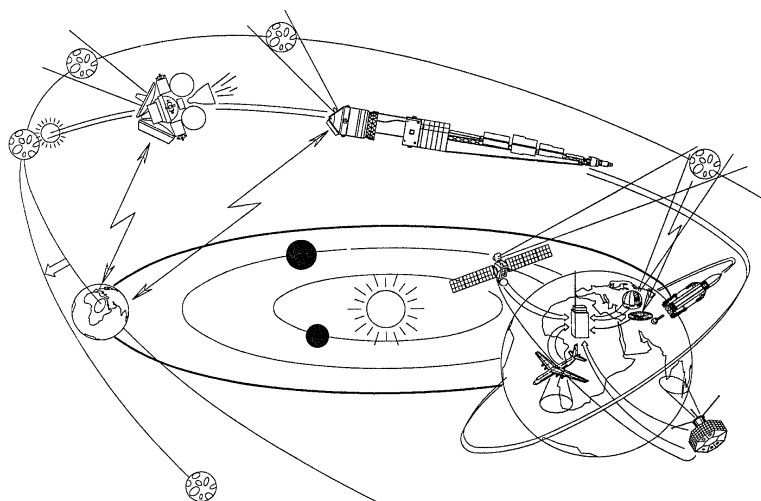


Рис. 21. Схема функционирования дальнего перехватчика с ядерным устройством в системе защиты Земли.

По нашим предварительным оценкам, в ближайшей перспективе могут быть созданы космические перехватчики, оснащаемые ядерными зарядами мощностью 10 и 20 Мт с контактным и неконтактным видом подрыва, и разгонные блоки на криогенных компонентах топлива для применения в первом поколении ракетно-космических комплексов дальнего перехвата ОКО, решающих задачи ближайшей перспективы. В качестве ракеты-носителя ОУМ наибольшей степенью готовности обладает РН “Энергия” (пока единственная в мире ракета-носитель, способная доставить на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку необходимой массы).

Таблица 9

**Массовые характеристики космического перехватчика, разгонных блоков и орбитального ударного модуля в целом при различной мощности ЯВУ КП**

Мощность ЯВУ, Мт	Начальная скорость, км/с	Масса КП, т	Масса РБ, т	Полная масса ОУМ, т
10	14,0	9,5	55,5/27,0	65/36,5
20	12,0	17,6	42,4/33,4	60/51

**Примечание.** В числителе приведены масса РБ на криогенном топливе (жидкие водород и кислород) и соответствующая этому РБ полная масса ОУМ, в знаменателе — те же характеристики при применении на РБ электроракетной ДУ (типа ТЭМ “Барс”).

Применение в ОУМ электроракетных ДУ с ядерной энергетикой позволяет увеличить массу выводимого для перехвата полезного груза с возможностью энергообеспечения длительных времен перехвата, что может быть предпочтительным при решении задач перехвата ОКО дальней перспективы, в особенности при использовании для этих целей альтернативных высокоэффективных неядерных средств воздействия. Оценки показывают, что применение ЭРДУ позволяет в стратегическом режиме перехвата доставить к ОКО космический перехватчик весом до 42 т при общем весе ОУМ порядка 100 т.

**3.3. Ближний РККП с КЗП**

Приведенные выше оценки показывают возможность перехвата ОКО размером до 100–150 т при массе набора КЗП до 10 т.

Для выведения космического перехватчика. При этом функция доразгона КП передается ДУ коррекции КП при соответствующем увеличении ее запаса топлива.

В качестве прототипа КП с указанной многофункциональной ДУ рационально рассмотреть блок довыведения и разведения “Бриз”, разрабатываемый для использования в качестве составной части ракеты-носителя “Ангара”. Реализуемые характеристики КП с КЗП в зависимости от массы комплекта КЗП приведены в таблице 10.

Таблица 10

### Зона досягаемости КП с КЗП

Масса набора КЗП, кг	5000	7500	10000
Полная масса КП, кг	21000	21000	21000
в том числе масса топлива, кг	13500	11000	8500
Полный запас характеристической скорости КП, м/с	3300	2400	1600
в том числе на доразгон, м/с (1)	3000	2100	1300
Максимальная высота перехвата ОКО, тыс. км	148,0	20,9	7,6
Максимальный угол разворота плоскости движения КП при высоте точки перехвата ОКО 2000 км, град.	21,9	15,1	8,9

**Примечание:**

1. Принято, что расход характеристической скорости для ориентации КП и коррекции его траектории составляет 300 м/с.
2. Доразгон КП производится с круговой орбиты высотой 200 км.

Необходимость<sup>1</sup> разворота плоскости движения КП возникает из-за несовпадения плоскости оптимального перелета в точку перехвата ОКО и плоскости опорной орбиты, на которую может быть выведен КП при применении существующих ракет-носителей с существующих космодромов. Для уменьшения необходимого угла разворота плоскости движения КП необходимо использование нескольких космодромов, обеспечивающих в совокупности широкий диапазон наклона опорной орбиты КП. В этом случае для выведения космического перехватчика, кроме ракеты-носителя "Протон" может рассматриваться западноевропейская РН "Ариан-5" (до 23 т полезной нагрузки), а после 2000 года — дополнительно российская РН "Ангара" и японская РН Н-2А (соответственно до 25 и до 20 т полезной нагрузки). Радикальным способом исключения необходимости разворота плоскости движения КП является использование космодрома, обеспечивающего начальное выведение КП на орбиту любого наклона.

Проведенные проработки показывают возможность создания ракетной части космического перехватчика для перехвата малоразмерных ОКО на малом расстоянии от Земли на основе современного уровня ракетной техники и технологий при использовании элементов и систем существующих и разрабатываемых ракетных комплексов.

Схема функционирования РККП ближнего перехвата приведена на рис. 22.

---

<sup>1</sup> указанного в таблице

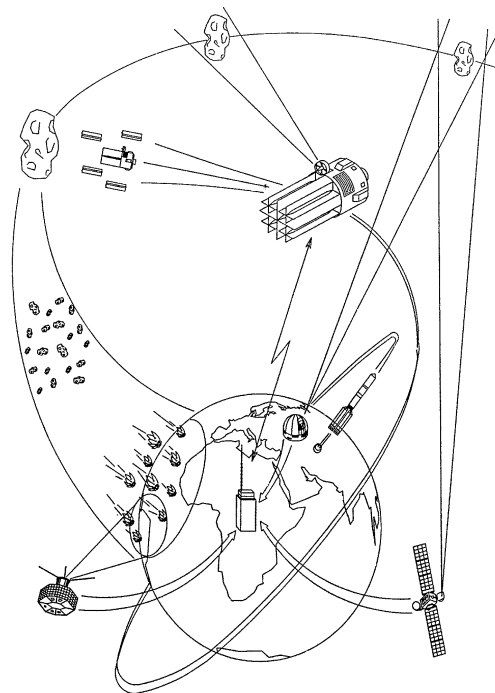


Рис. 22. Схема функционирования ближнего перехватчика с кинетическими проникающими в системе защиты Земли.

## Заключение

1. Проведенные исследования позволили сформировать облик РККП на основе современных достижений в ракетно-космической и ядерной технологиях, который должен стать базой для формирования системы защиты Земли от астероидно-кометной опасности.

2. Существующий уровень знаний и технологических возможностей позволяют сформировать эффективную систему защиты Земли на основе информационных компьютерных систем обнаружения опасных космических объектов и ракетных комплексов дальнего и ближнего перехвата.

РККП дальнего перехвата предназначается для решения задачи перехвата наиболее крупных ОКО (до 3–4,5 км в диаметре) и оснащаются ядерным взрывным устройством мощностью 10–20 Мт. РККП может быть выполнен с разгонным блоком на основе традиционных двигательных установок или электроракетных двигателей с ядерным источником энергии при ресурсе нахождения на траектории движения к ОКО до 2–3 лет. Суммарный вес КП и разгонного блока до 51–65 т позволяет производить запуск КП ракетой-носителем “Энергия”.

РККП ближнего перехвата с КЗП предназначается для решения задачи разрушения на безопасные фрагменты ОКО размером до 100–150 м (в перспективе — до 500 м), наиболее часто встречающиеся с Землей. РККП ближнего перехвата оснащается комплектом КЗП суммарным весом до 10 т и может быть выполнен на основе отработанной ДУ традиционного типа (топливо НДМГ+АТ), выполняющей функции разгонного блока и двигателя коррекции КП. Суммарный вес КП ближнего перехвата и комплекта КЗП до 21 т позволяет производить запуск КП ракетой-носителем “Протон”, “Ариан-5”, “Ангара” и другими ракетами аналогичной или большей грузоподъемности.

3. Необходимо синхронное развертывание научно-исследовательских, проектных и экспериментальных работ по созданию базовых элементов системы защиты Земли — ракетно-космического комплекса перехвата и информационной, созданию каталога опасных космических объектов и уточнению пространственно-временных, массовых и прочностных характеристик ОКО.

В докладе отсутствуют рисунки 4,а; 9 и 13.

Авторы благодарят за проведение расчетов А.Г. Дубовикова, Б.П. Крюкова и Б.М. Пушного.

## Литература

1. Волков В.А., Величко И.И. Обоснование требуемых характеристик ракетно–космического комплекса перехвата опасных космических объектов в системе защиты Земли от астероидно–кометной опасности. Доклад на семинаре по активной защите планеты. Международное техническое совещание по активной защите биосферы Земли от падения больших астероидов и комет. 22–26 мая 1995 г., Ливермор, Калифорния, США.
2. Ведерников Ю.А. и др. Расчетно–экспериментальное исследование множественного кумулятивного воздействия на преграды различной прочности. Лаврентьевские чтения, 3–7 июля 1995 г., Казань, Россия.
3. Баллистические установки в экспериментальных исследованиях. М.–Л., “Наука”, 1974, 300 с..
4. Ведерников Ю.А., Щепановский В.А. Оптимизация реогазодинамических систем Новосибирск, ВО “Наука”, 1995, 236 с..
5. Лунев В.В., Землянский Б.А., Магомедов Н.М., Павлов В.Г. Обтекание затупленных тел гиперзвуковым потоком воздуха с учетом равновесных и реальных процессов. ГОНТИ, № 1 1971 г..
6. Чжен П. Отрывные течения, том 2, Изд–во “Мир”, Москва, 1973 г..
7. Швец А.И., Швец И.Т. Газодинамика ближнего следа. “Наукова думка”, Киев, 1976 г..
8. Коттрел Ч.Дж., Мартинез А., Чэпмен Г.Т. Исследование аэродинамической интерференции нескольких тел при трансзвуковых скоростях. Аэрокосмическая техника, № 4, апрель 1989 г..
9. Понько В.А. Система ЭКОПРОГНОЗ. Способы оценки и прогнозирования природных аномалий. Новосибирск, СибНИИ, ЗХим РАСХН, 1996, 96 с..
10. Алексеев А.С., Ведерников Ю.А. Рикошетный и кумулятивно–ударный способы противоастероидной защиты Земли. В сборнике “Экология. Планетарный человек. Творчество”, Новосибирск, ИТПМ СОРАН, 1993
11. Проблемы защиты Земли от столкновения с опасными космическими объектами (SPE–94, 26–30 сентября 1994 г., Снежинск, Россия, Б.И. 1994, ч. I, II).
12. Агурейкин В.А., Крюков Б.П. Численный метод индивидуальных частиц для расчета течений с большими деформациями. Численные методы механики сплошных сред. Сб. науч. трудов ВЦ и ИТПМ СО РАН, 1986 г., т. 17, № 1.
13. Алексеев А.С., Ведерников Ю.А., Величко И.И., Волков В.А. Ракетная концепция кумулятивно–ударной защиты Земли от опасных космических объектов. HVJS–96, Фрайбург, Германия, 1996 г..