

КОСМИЧЕСКИЙ ПЕРЕХВАТЧИК. ОСОБЕННОСТИ ДАЛЬНЕГО И БЛИЖНЕГО ПЕРЕХВАТА

В.В. Ильин, А.Ф. Устинов

Государственный Ракетный Центр — КБ им. академика В.П. Макеева, г. Миасс, Россия

Все многообразие способов воздействия на ОКО с целью предотвращения катастрофических последствий их столкновения с Землей по результатам воздействия можно свести к двум:

- разрушение ОКО на фрагменты, не представляющие опасности при столкновении с Землей (5 ... 10 м);
- придание ОКО импульса, обеспечивающего его увод с орбиты и пролет на безопасном расстоянии от Земли.

Реально в настоящее время таких результатов можно достичь при воздействии на ОКО с помощью ядерного взрыва или кинетического удара.

При перехвате ОКО в околоземном космическом пространстве, учитывая возможные негативные экологические последствия, предпочтение, по возможности, должно быть отдано неядерным средствам воздействия.

Однако, все же наиболее эффективными являются средства воздействия на основе ядерных взрывных устройств. Но даже использование ЯВУ, несмотря на их разрушительную мощь, требует высокой точности доставки с прямым попаданием в ОКО.

Обеспечение высокой точности попадания при управлении движением КП на значительных расстояниях до ОКО требует применения на конечном участке полета системы самонаведения, работа которой начинается после предварительного выведения КП в зону захвата цели по информации наземных служб слежения.

На участке свободного движения КП относительная скорость ОКО и КП $\frac{d\bar{r}}{dt} = \dot{r} \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|} + \bar{\omega} \cdot \bar{r}$, где

$\dot{r} \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|}$ — составляющая скорости в направлении радиус-вектора, а $\bar{\omega} \cdot \bar{r} = \bar{v}_\perp$ — составляющая скорости, нормальная радиус-вектору \bar{r} , $\bar{\omega}$ — угловая скорость вращения линии визирования КП–ОКО. Схема приведена на рис. 1.

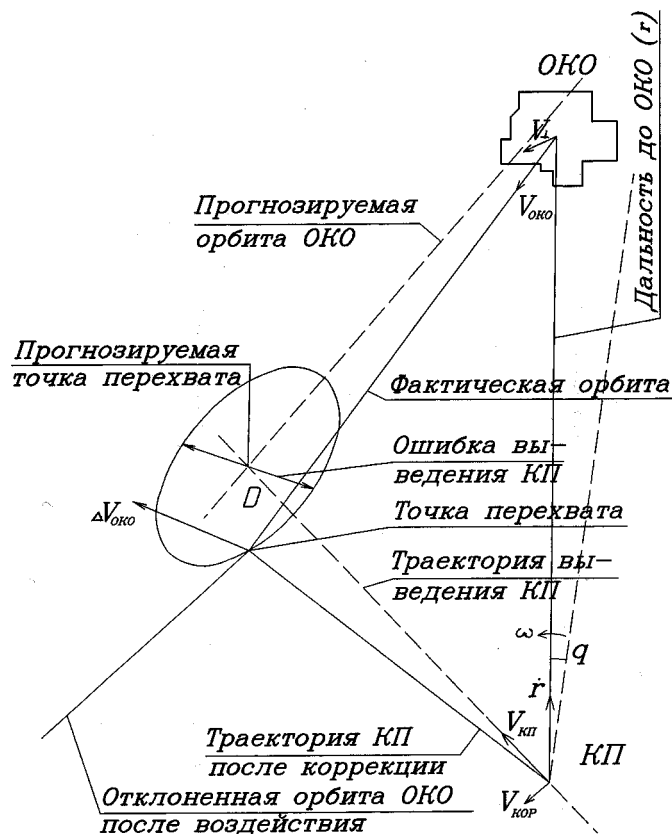


Рис. 1. Схема перехвата ОКО космическим перехватчиком.

Промех будет определяться составляющей скорости в направлении нормали к радиус-вектору:

$$\Delta \bar{l} = \bar{v}_{\perp} \cdot t^*, \quad t^* = \frac{r^*}{\dot{r}},$$

где t^* , r^* — соответственно оставшееся время полета до встречи и расстояние до ОКО на момент проведения последней коррекции траектории КПИ.

Задача СУ состоит в парировании нормальной составляющей скорости $\bar{v}_{\perp} \rightarrow 0$, что эквивалентно уменьшению угловой скорости вращения линии визирования КПИ–ОКО $\bar{\omega} \rightarrow 0$.

Поскольку величина угловой скорости не может быть непосредственно зафиксирована средствами СУ из-за ее малости, то в качестве наблюдаемого параметра целесообразно использовать изменение углового положения линии визирования КПИ–ОКО путем измерения величины углового рассогласования между линией визирования и направлением, например, на навигационную звезду. Таких участков наблюдения на участке сближения с ОКО выбирается 3–5, каждый из которых заканчивается коррекцией скорости \bar{V}_{\perp} с помощью двигательной установки КПИ.

Способ управления движением центра масс КПИ основан на использовании кинематических соотношений, связывающих изменение углового рассогласования $\Delta\alpha(t)$ и $\Delta\beta(t)$ с дальностью $|\bar{r}(t)|$ и величиной составляющих проекций нормальной скорости $v_{\perp x}$, $v_{\perp y}$.

По результатам измерения угловых рассогласований на достаточно большом интервале времени $0 \leq t \leq T$ и их статистической обработки с оценивается величина нормальной скорости $\hat{v}_{\perp x}$, $\hat{v}_{\perp y}$, которая корректируется включением ДУ КПИ. Выключение ДУ производится по командам от ГИ по достижении расчетной величины кажущейся скорости W :

$$\Delta W_y = \hat{V}_{\perp y}, \quad \Delta W_x = \hat{V}_{\perp x}.$$

В рассмотренной схеме управления высокие требования по точности предъявляются к флуктуационной, случайной составляющей погрешности измерения рассогласования $\Delta\alpha$ и $\Delta\beta$.

Среднеквадратическая ошибка случайной составляющей углового рассогласования не должна превышать

$$\sigma_{\alpha, \beta} \approx 3'' \dots 5''.$$

Требуемые точностные характеристики дальномеров и ГИ соответствуют уровню используемых в настоящее время в ракетных системах.

При ближнем перехвате наведение КП на ОКО на начальном участке автономного полета после отделения от РН может осуществляться с помощью радиокомандной системы по результатам определения параметров движения перехватчика и ОКО комплексом радиолокационных и оптических средств наземного и космического базирования. По достижении между КП и ОКО расстояния 10000 км и менее, используется автономная система коррекции траектории перехватчика. В связи с тем, что ОКО при этом находится на незначительном расстоянии от Солнца и будет обладать достаточными яркостными характеристиками, в качестве такой системы может быть использован оптический координатор. В непосредственной близости от ОКО на расстоянии менее 1000 км КП переходит в режим самонаведения, для чего может быть использован лазерный либо радиолокационный дальномер. В условиях скоростей сближения до 50 км/с использование высокоточного дальномеров необходимо также для задействования средств воздействия.

Если для ближнего перехвата в системе коррекции и самонаведения может быть использована априорная и обновляемая информация о параметрах движения ОКО по результатам наблюдения и измерения средствами наземного и космического базирования, то при значительных удалениях от Земли ошибки этих измерений позволяют их использовать только на участке выведения КП разгонным блоком. Ошибка выведения перехватчика разгонным блоком может достигать при этом нескольких тысяч километров. По достижении дальностей до ОКО $\approx 500 \dots 1000$ тыс. км осуществляется отделение КП от РБ и переход на автономные средства наведения. Ошибка выведения перехватчика разгонным блоком может достигать при этом нескольких тысяч километров.

В связи с тем, что дальний перехват ОКО может осуществляться на значительном удалении от Солнца, и освещенность ОКО может быть незначительной, систему коррекции орбиты КП и самонаведения на конечном участке целесообразно строить на базе активных систем, таких, как радиолокационные и лазерные. На больших удалениях от ОКО используются радиолокационные системы коррекции. На расстояниях между КП и ОКО 10000 км и менее реализуется режим самонаведения КП на основе радиолокационного и лазерного дальномеров.

На конференции SPE-94 в докладе ГРЦ были освещены некоторые вопросы, связанные с особенностями создания КП для дальнего перехвата, его структурой и обликом.

Проведенные после SPE-94 проработки по способу самонаведения на конечном участке сближения КП и ОКО, моделирование процесса самонаведения в ИММ УО РАН и оценки НПОА по малогабаритной БАСУ КП позволяют приступить к исследованию вопросов создания малогабаритного перехватчика, размещаемого на РН морского базирования, например на РН "Волна".

Точность прямого выведения полезной нагрузки в заданную точку при инерциальном режиме работы СУ ракеты "Волна" может составить несколько километров. Ошибки выведения и ошибки, обусловленные погрешностью измерения параметров движения ОКО средствами наблюдения СЗЗ, должны быть отработаны на участке автономного полета космического перехватчика, включая этап самонаведения.

Главной проблемой создания КП для малогабаритных ракет морского базирования являются ограничения габаритно-массовых характеристик КП, обусловленные зоной размещения полезной нагрузки, энергетикой РН и дальностью перехвата ОКО.

С другой стороны, перехват ОКО в околоземном космическом пространстве позволяет максимально привлекать к решению указанных задач весь комплекс систем наземного и космического базирования для высокоточного определения местоположения КП и уточнения навигационной задачи бортовыми и наземными (ЦУП) вычислительными средствами (системы "Навстар", "Глонасс" и др.), обновления и уточнения данных о параметрах движения ОКО службами слежения и передачи их на борт КП.

Таким образом, с целью минимизации габаритно-массовых характеристик бортовых систем управления целесообразно использовать комбинированную систему наведения КП на ОКО:

- радиокомандную — на начальном участке автономного полета КП;
- автономную — на конечном участке самонаведения,

что позволит существенно снизить требования к дальности действия и энергетике бортовых систем.

После отделения КП от РН осуществляется отработка начальных возмущений, программные развороты и ориентация КП для проведения навигационных измерений с целью уточнения своего местоположения, передачи телеметрической информации на наземные пункты слежения и приема командной информации из ЦУП. По результатам уточнения параметров движения КП и ОКО наземными и космическими системами в ЦУПе рассчитываются данные для поправок полетного задания и передаются на борт КП и БАСУ КП, вырабатываются необходимые данные для проведения коррекции траектории КП. В результате проведения коррекции обрабатываются ошибки выведения РН с точностью 100 м.

При необходимости может быть проведено несколько таких коррекций траектории.

По достижении расстояния между КП и ОКО менее 5000 км (время сближения при скорости сближения 50 км/с составит 100 с), КП переходит на автономный режим самонаведения с использованием пассивных (оптических или радиолокационных) бортовых средств слежения за ОКО, а при расстоянии менее 1000 км организуется высокоточное наведение на ОКО с использованием, например, лазерного дальномера, с обеспечением прямого попадания в ОКО.

В случае аварийного прекращения полета из-за отказа одной из систем КП или промаха осуществляется ликвидация КП.

Таким образом, для решения перечисленных задач КП должен включать следующие системы

- бортовую систему управления с комплексом систем наведения и навигации (радиолокационный или оптический координатор, лазерный дальномер, оптический астродатчик, аппаратура спутниковой навигации);
- командно-телеметрическую систему;
- двигательную установку для ориентации и стабилизации углового движения КП и коррекции траектории;
- средства воздействия на ОКО (ЯВУ);
- систему ликвидации КП;
- систему электропитания и жизнеобеспечения (СОТР);
- силовую конструкцию КП (рамы, корпуса отсеков и др.).

Конструктивно-компоновочная схема КП определяется зоной и условиями размещения на РН и должна удовлетворять требованиям размещения систем КП, их взаимного расположения, обеспечения максимальной эффективности органов управления, заданных центровочных характеристик при изготовлении и в полете, удобства сборки и обслуживания на всех этапах эксплуатации и др.



Рис. 2. Структурная схема космического перехватчика.

Конструктивно корпус КП выполнен в виде двух усеченных конусов, состыкованных между собой по плоскости малых оснований. Передний конус с размещаемой в нем аппаратурой систем управления, наведения и навигации, является корпусом приборного отсека и закрывается сбрасываемым в полете полусферическим куполом.

Внутренняя полость второго конуса служит для размещения средств воздействия (ЯВУ).

На наружной боковой поверхности монтируется двигательная установка, антенна и приборы командно-телеметрической системы, система электропитания (ХИТ) и др. Двигательная установка скомпонована таким образом, чтобы расход компонентов топлива не влиял на положение центра масс КП в полете, для чего баки с топливом расположены в плоскости, перпендикулярной продольной оси и проходящей через центр масс аппарата, ДУ двухрежимная, на жидких компонентах топлива (АТ+НДМГ), с вытеснительной системой подачи при помощи сжатого газа (азот). Двигатели коррекции, ориентации и стабилизации большого режима тяги размещаются в двух плоскостях, перпендикулярных к продольной оси КП, по 6 двухкомпонентных ЖРД МТ (тяга 100 кг) в каждой плоскости. Для осуществления программных разворотов, ориентации и стабилизации, двигатели включаются попарно, при проведении первой коррекции включаются сразу 4 двигателя, обеспечивая общую тягу 400 кг. При проведении второй коррекции (и других, если необходимо) могут включаться 2 двигателя.

Сопловые блоки системы ориентации малого режима (6 сопел тягой по 0,1 кг каждое) размещаются в одной плоскости.

Для работы системы ориентации малого режима используется в качестве рабочего тела газ (азот) из системы наддува баков.

Такая компоновочная схема и состав ДУ позволяют существенно выиграть в затратах топлива на развороты относительно продольной оси перед проведением коррекции (угол разворота не более 90°). Такие развороты являются в полете основными, т. к. ось $x-x$ направлена по линии визирования, а коррекция траектории КП осуществляется только в плоскости, перпендикулярной линии визирования.

Стыковка КП с РН осуществляется с помощью переходника-адаптера.

Ограничения ГМХ КП (масса не более 500 кг) предопределяют жесткие требования к бортовым системам, в том числе масса БАСУ не более 50 кг и использование в качестве средств воздействия на ОКО малогабаритных ядерных взрывных устройств мощностью 50 ... 500 Кт.

По оценкам специалистов НПОА создание БАСУ массой не более 50 кг для решения указанных задач с точностью наведения КП, обеспечивающей прямое попадание в ОКО, возможно в кооперации российских разработчиков подсистем на современном уровне технологий.

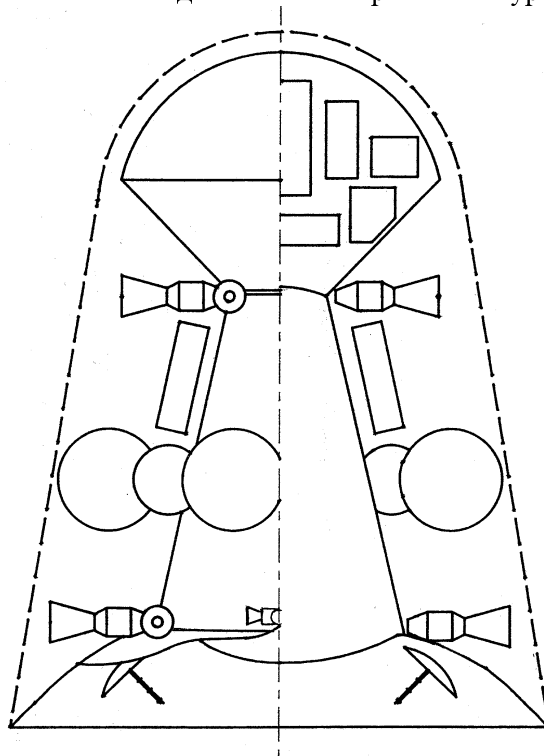


Рис. 3. Принципиальная схема космического перехватчика.

Основные технические решения по малогабаритному КП позволяют также на их основе создать многоэлементные средства поражения для оснащения более мощных РН ближнего и дальнего перехвата.