

РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ МАЛОГАБАРИТНОГО ОБРАЗЦА ВООРУЖЕНИЯ НА ДАЛЬНОСТЯХ 6–70 КМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПВРДТТ

Федоров А. А.
ОАО «Корпорация «Тактическое Ракетное
Вооружение»,
г. Королёв, Московская область,
Россия

В данной работе проведен анализ возможности создания малогабаритной (~100 кг) сверхзвуковой ракеты класса «земля-земля» для поражения точечных объектов на дальностях до 70 км. Поражение наземных точечных объектов с воздуха имеет ряд трудностей: цель плохо заметна для ГСН на фоне земной поверхности и вероятность потери цели велика. Наиболее распространенные в современном вооружении методы наведения на наземную цель – теленаведение и лазерное целеуказание. Теленаведение применяется на большинстве ПТУРов, запускаемых с воздушного носителя. С помощью лазерного целеуказания наводятся авиационные бомбы и планирующие управляемые боеприпасы. Оба метода требуют наличия оператора в непосредственной близости от цели. Однако при стрельбе на большую дальность невозможен визуальный контакт с целью. Поэтому одним из способов повышения точности ракеты и вероятности поражения цели является применение комбинированной ГСН, реализующей теленаведение. Для реализации оператором ручной коррекции системы наведения необходимы определенные условия полета: относительно небольшие скорость и высота. Исходя из анализа скоростей и высот пуска ракет с воздушных носителей, была выбрана высота 500 м и скорость полета около 180 м/с на участке наведения на цель.

Одной из особенностей данного образца является поддержание постоянной скорости на участке наведения при выключенном маршевом двигателе. Для парирования лобового сопротивления применяется РДТТ с зарядом торцевого горения.

Вариантом реализации большой дальности при сравнительно небольшой массе ракеты (около 100 кг) является применение ракетных двигателей с высоким значением удельного импульса – воздушно-реактивных двигателей, в частности ПВРД. Так как предполагается запуск ракеты из герметичного контейнера, то был выбран ПВРД на твердом топливе. Маршевый полет ракеты происходит на сверхзвуковой скорости (до 2 М). Для достижения дозвуковой скорости 180 м/с необходимо осуществить торможение ЛА с одновременным отключением маршевого двигателя.

Отключение ПВРД на твердом топливе представляет отдельную задачу. Принципиально существуют два метода прекращения работы прамоточного контура: прекращение подачи одного из компонентов топлива (горючего или воздуха) и создание условий в камере сгорания, при которых реакции горения невозможны. В данной работе был применен первый метод. Для этого был выбран секторный воздухозаборник с подвижным центральным телом. При движении вниз по потоку центральное тело перекрывает ракетный канал, тем самым, прекращая поступление воздуха в камеру сгорания.

Для реализации данной программы полета могут быть предложены две траектории: баллистическая («высокая» траектория) и горизонтальный полет на минимальной высоте («низкая» траектория). Старт ракеты вертикальный с последующим склонением в плоскость стрельбы. Для реализации «высокой» траектории начальный угол наклона траектории составляет до 45°. При полете по низкой траектории угол наклона составляет

7–10°. На начальном участке осуществляется разгон ракеты стартовым РДТТ до скорости

600 м/с. После этого происходит включение маршевого ПВРД. На маршевом участке полета скорость поддерживается примерно постоянной

(средняя скорость полета

~600 м/с). В случае баллистической траектории происходит разгон ракеты до 700 м/с с последующим пассивным участком. При этом запас топлива маршевой ступени минимален. При полете по «низкой» траектории в плотных слоях атмосферы необходима работа ПВРД на всем протяжении полета для парирования лобового сопротивления.

В ходе данной работы были разработаны принципиальная компоновочная схема образца с конструкторской проработкой отдельных узлов, рассчитаны аэродинамические характеристики, тяговые параметры и опорный вариант траектории полета, реализующий заданные требования к образцу.