

АНАЛИЗ СПОСОБОВ СОЗДАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ СИЛ И МОМЕНТОВ ДЛЯ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

¹Лопухов А.В., ²Драгун В.Р.

¹Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь», г. Минск,
Республика Беларусь, lorixov.2017@mail.ru

²Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь», г. Минск,
Республика Беларусь

В статье описывается необходимость применения комбинированного способа создания управляющих сил и моментов, для обеспечения, так называемого режима «сверхманевренности», повышению располагаемой перегрузки и уменьшению времени реакции.

Аэродинамическое управление полетом зенитной управляемой ракеты (ЗУР) основывается на аэродинамическом способе создания управляющих сил и моментов. Суть данного способа заключается в создании управляющего момента за счет отклонения аэродинамических рулей, этот момент приводит к вращению корпуса ЗУР вокруг центра масс на некоторый угол атаки. При наличии угла атаки корпус ЗУР и аэродинамические крылья под действием набегающего потока воздуха создают управляющие силы, благодаря которым и происходит перемещение центра масс ЗУР в направлении цели.

Для изменения движения центра масс ракеты в любом направлении пространства, ЗУР должна быть осесимметричной, как вариант с четырьмя крестообразно расположенными крыльями и рулями.

Аэродинамические схемы ЗУР представлены на рисунке 1. Наибольшее распространение на практике имеют нормальная схема и схема «утка».

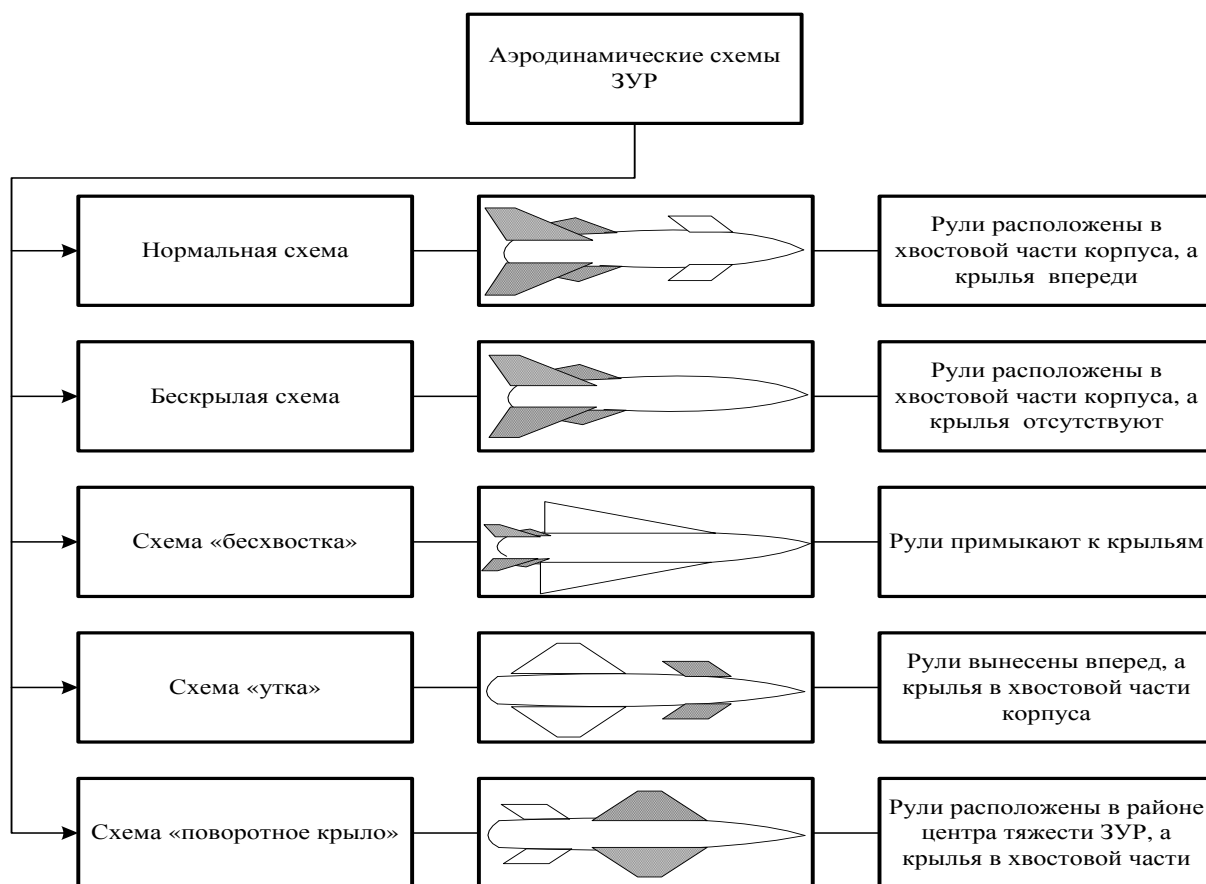


Рисунок 1 – Аэродинамические схемы зенитных управляемых ракет

Схемы на рисунке 1 имеют общий принцип действия, суть которого заключается в ликвидации начального промаха на конечной фазе наведения – включение режима самонаведения, как показано на рисунке 2.

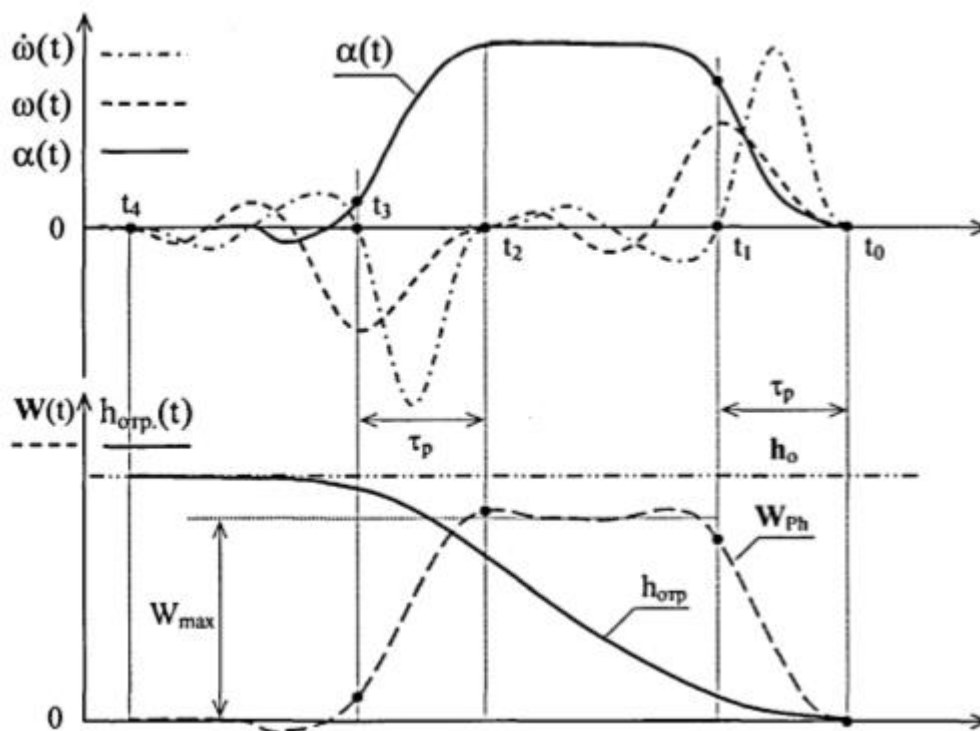


Рисунок 2 – Формирование управляющих характеристик ракеты на этапе ликвидации начального промаха

При наличии начального промаха h_0 в контуре управления образуется команда управления $\lambda(t)$, которая преобразуется в сигнал управления $\sigma(t)$. Сигнал управления подается на вход рулевого привода, а он в свою очередь к повороту аэродинамических рулей на необходимый угол $\delta(t)$. Набегающий поток действует на рули и образует управляющие моменты, заставляющие корпус ракеты вращаться с угловой скоростью $\omega(t)$ относительно центра масс на угол атаки $\alpha(t)$. Благодаря углу рассогласования, между продольной осью ЗУР и вектором скорости на корпусе и крыльях создаются управляющие силы, нормальное ускорение $W(t)$, перемещающее центр масс и изменяющее движение ракеты в нужном направлении. Управляемое движение ЗУР приводит к тому, что отрабатываемый промах h_{omp} во времени ликвидирует начальный промах h_0 . Такой процесс продолжается до тех пор, пока не выполнится равенство (1).

$$h = h_0 - h_{omp} = 0 \quad (1)$$

Более детальный анализ аэродинамической схемы позволяет выявить ограничения маневренности ЗУР, присущие аэродинамической способу создания управляющих сил и моментов.

Бортовая система стабилизации (БСС) ЗУР является одной из самых главных в системе управления ракетой, которая оказывает существенное влияние на формирование характеристик маневренности летательного аппарата.

Управление полетом ЗУР (рисунок 2) определяется в следующих стадиях: стадия ликвидации начального промаха $t_0 - t_4$; стадия установки балансирующего баланса $t_2 - t_4$. Где главную роль играет БСС, которая управляет колебательным движением ЗУР и созданием боковых ускорений по командам, вырабатываемым в контуре управления.

Газодинамический способ создания управляющих сил и моментов позволяет существенно повысить маневренные возможности ЗУР при использовании моментного или поперечного управления [1].

Сравнивая достоинства и недостатки двух способов можно сделать вывод, что:

- поперечное управление обеспечивает наибольшее быстродействие и маневренность ракеты, однако при модификации классической (аэродинамической) ЗУР, чтобы расположить двигатель поперечного управления в центре масс, необходима полная перекомпоновка ракеты и увеличение размеров рулей, массы компоновочной схемы;

- моментное газодинамическое управление, импульсная двигательная установка (ИДУ), которая имеет простую конструкцию [2], небольшую массу и требует размещения вдали от центра масс ЗУР, равную расстоянию установки аэродинамических рулей.

Импульсная двигательная установка удобно компокуется в отсеке рулевых приводов (носовой) или хвостовой части ракеты в зависимости от аэродинамической схемы, показанных на рисунке 1.

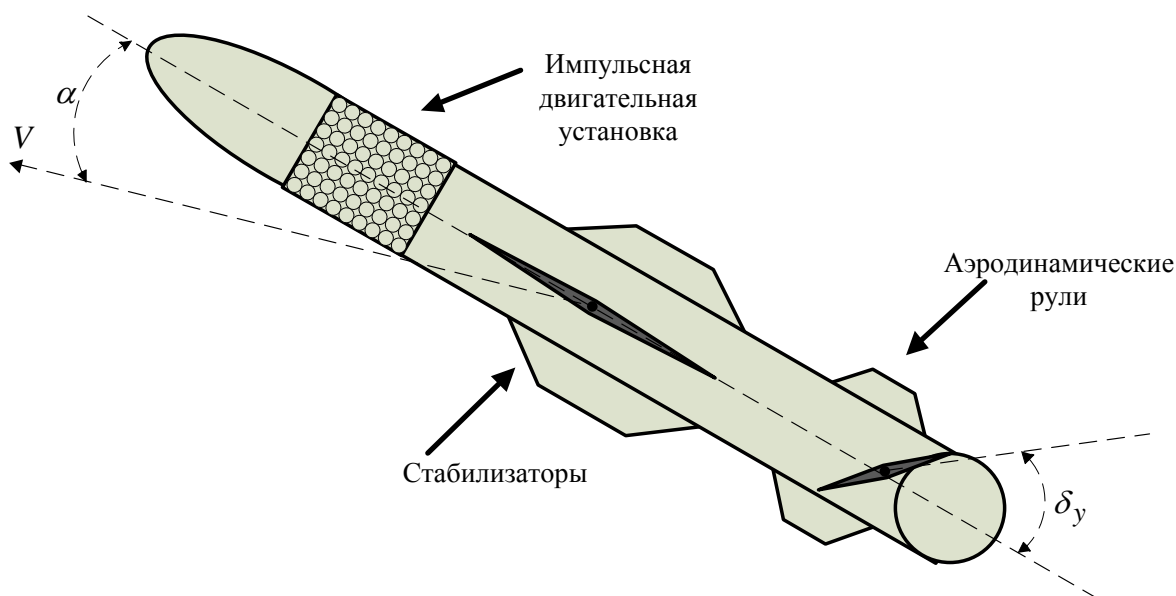


Рисунок 3 – Пример расположения импульсной двигательной установки

Газодинамические устройства управления позволяют обеспечить:

- быстрое склонение вертикально стартующих ЗУР в направлении цели за доли секунд;
- высокое быстродействие управлением ЗУР на участке наведения с помощью ИДУ на необходимый угол атаки, для создания потребной величины подъемной силы.

Для ЗУР с аэродинамическим управлением максимально-нормальное ускорение, описывается выражением:

$$W_{Ph}^{\max} = \frac{\alpha_{\max}}{57,3 \cdot \mu} \cdot \left(I_{y\partial} \cdot \mu_c + C_y^\alpha \cdot (1 + \chi) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot \rho_0} \right) \left[\frac{1}{c^2} \right], \quad (1)$$

где μ – относительная масса топлива;

$I_{y\partial}$ – удельный импульс тяги;

μ_c – относительный секундный расход топлива;

C_y^α – коэффициент подъемной силы;

χ – запас статической устойчивости.

W_{Ph}^{\max} ограничивается не только параметрами двигательной установки $I_{y\partial}, V, \mu_c$ и аэродинамической схемой C_y^α, χ, ρ_0 , но и максимальным значением угла атаки и скоростным напором которые в основном зависят от плотности воздуха как показано на формуле 2, а, следовательно и от высоты полета цели.

$$\rho(H) = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{H \cdot (n-1)}{n \cdot R \cdot T_0} \right)^{\frac{n}{n-1}} \left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right], \quad (2)$$

где H – высота полета;

$\rho_0 = 1,225$ – плотность воздуха при нулевой высоте;

$T_0 = 288$ – температура воздуха при нулевой высоте;

$R = 29,27$ – газовая постоянная;

n – показатель расширения и сжатия воздуха.

Известно, что ограничение угла атаки является двухсторонним процессом [3]. Нижнее ограничение обеспечивает допустимую максимальную перегрузку ракеты на малых высотах. Верхнее ограничение связывает эффективность рулей при больших углах поворота. Закон изменения угла атаки в зависимости от высоты полета имеет линейный характер.

$$\alpha = f(\alpha_{\text{бал}}, \alpha_{\text{max}}, H_{\text{min}}, H_{\text{огр}}, H) \quad (3)$$

где $\alpha_{\text{бал}}, \alpha_{\text{max}}$ – балансировочный и максимальный угол атаки (нижнее и верхнее ограничение);

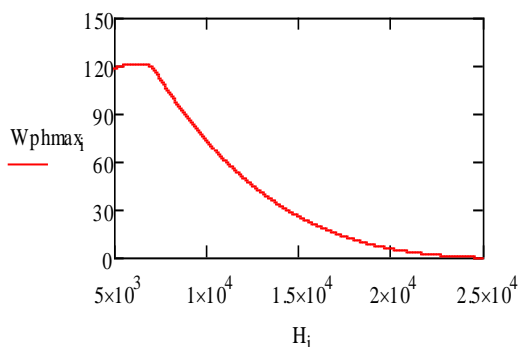
$H_{\text{min}}, H_{\text{огр}}$ – минимальная и максимальная высота.

В аналитическом виде закон изменения угла атаки имеет вид:

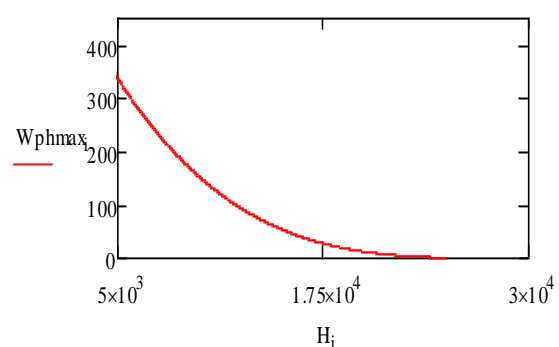
$$\alpha(H) = \begin{cases} \alpha_{\text{min}} \rightarrow 0 < H \leq H_{\text{min}}; \\ H_{\text{min}} + \frac{(\alpha_{\text{max}} - \alpha_{\text{min}})}{(H_{\text{max}} - H_{\text{min}})} \cdot H \rightarrow H_{\text{min}} \leq H < H_{\text{max}}; \\ \alpha_{\text{max}} \rightarrow H > H_{\text{max}}, \end{cases} \quad (4)$$

Из выражения (4) видно, что с ростом высоты плотность воздуха быстро падает, что оказывает существенное влияние на формирования нормального ускорения (1).

Закон изменения максимально-нормального ускорения при аэродинамическом и комбинированном способе создания управляющих сил и моментов:



а) аэродинамический способ



б) аэрогазодинамический способ

Рисунок 4 – Изменение максимально-нормального ускорения по высоте

Структурная схема БСС комбинированного способа создания управляющих сил и моментов представлена в [4].

Благодаря комбинированному способу создания управляющих сил и моментов, располагаемая перегрузка ЗУР увеличилась более чем в два раза, что видно на рисунке 4, в диапазоне средних высот, а время реакции уменьшилось почти в 5 раз и остается неизменным во всем диапазоне высот.

Современные и перспективные ЗУР должны характеризоваться повышенными требованиями к точности наведения, обеспечивающие поражение цели преимущественно прямым

попаданием. Реализовать эти требования традиционными аэродинамическими способами невозможно. Поэтому ЗУР нового поколения снабжают газодинамическими устройствами управления.

Список литературы:

1 Петраш В.Я., Коваленко А.И. Расчет параметров и характеристик ЛА с устройствами газодинамического управления. – М.: Из-во МАИ, 2003. – 93 с.

2. Кун, А.А. Основы построения систем управления ракетами / А. А. Кун, В. Ф. Лукьянов, С. А. Шабан – М.: Изд. академии, 2016. – 232 с.

3. Проектирование зенитных управляемых ракет / И.С. Голубева [и др.]; под общ. ред. И.С.Голубева – М.: Издательство МАИ, 1999. – 728 с.

4. Лопухов, А. В. Способ повышения эффективности наведения беспилотного летательного аппарата на высокоскоростные и высокоманевренные цели / А. В. Лопухов, А. А. Бабченко // Системный анализ и прикладная информатика. – 2020. – №1. – С. 4–10.