



МГТУ имени Н.Э. Баумана



**Всероссийская студенческая конференция
"Студенческая научная весна"
посвященная 170-летию В.Г. Шухова
Аэрокосмический факультет**

**Управление снарядами реактивной
системы залпового огня (РСЗО),
повышение кучности стрельбы,
наведение снарядов на цели**

Руководитель: **Сабиров Юрий Рахимзянович**, СМ2, к.т.н., доцент

Автор: **Баженов Иван Михайлович**, АК2-101

Москва, 2023

Актуальность

Реактивные системы залпового огня (РСЗО) - неотъемлемый компонент российских ракетных войск и артиллерии (РВиА), которые оказывают непосредственную поддержку сухопутным войскам на поле боя.

На данный момент РСЗО могут поражать большую площадь, однако, существующие управляемые и неуправляемые реактивные снаряды имеют ряд проблем с навигацией и точностью попадания по конкретным целям. Усложнение конструкции управляемых снарядов существенно увеличивают стоимость залпа.

Поэтому необходимым является поиск решений по увеличению эффективности и точности стрельбы без сильного увеличения затрат на создание системы управления.



Цели и задачи:

1. Изучить факторы, которые наиболее сильно влияют на конечную дальность и точность полета реактивного снаряда;
2. Исследовать возможность применения управления на активном участке для увеличения кучности;
3. Рассмотреть способы изменения начального угла пуска снарядов;
4. Выбрать способ наведения снарядов на цель.



Объект исследования

Объектом исследования является усовершенствованная модель реактивного снаряда РСЗО «Град» калибра 122 мм.



Модель УРС с передними рулями и прямыми стабилизаторами



Модель УРС с передними рулями и изогнутыми стабилизаторами

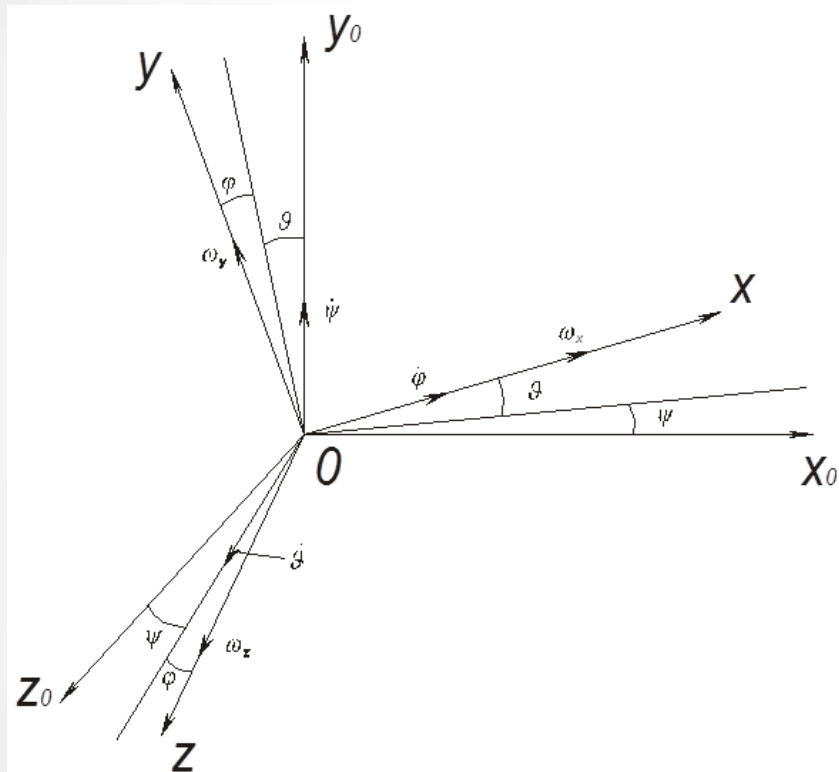


Модель УРС без передних рулей

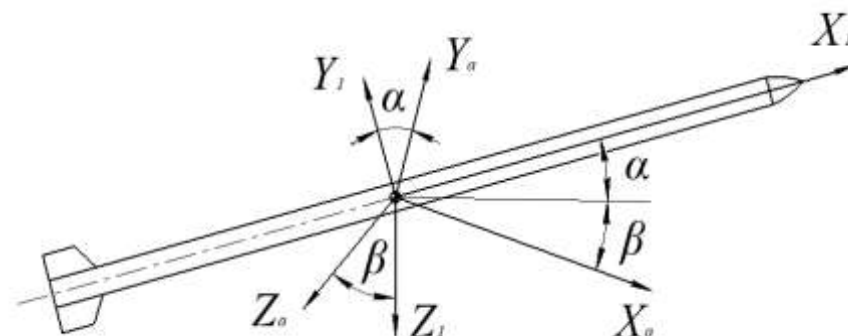


Математическая модель

Системы координат:



Связь земной СК и связанной СК



Связь связанной СК и скоростной СК

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) \cdot \cos(\beta) & \sin(\alpha) & -\cos(\alpha) \cdot \sin(\beta) \\ -\sin(\alpha) \cdot \cos(\beta) & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix}$$

Перевод скоростных координат в связанные

Математическая модель

Уравнения движения ЛА:

В связанной СК:

В скоростной СК:

Уравнения движения центра масс снаряда:

$$\begin{cases} m \cdot \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y \cdot V_z - \omega_z \cdot V_y \right) = \sum F_x \\ m \cdot \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z \cdot V_x - \omega_x \cdot V_z \right) = \sum F_y \\ m \cdot \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x \right) = \sum F_z \end{cases}$$

$$\begin{cases} m\dot{V} = \sum F_x \\ mV\omega_z = \sum F_y \\ mV \cos \theta \omega_y = \sum F_z \end{cases}$$

Уравнения движения вокруг центра масс снаряда:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z = M_x \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y = M_z \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \theta} \\ \dot{\theta} = \omega_y \sin \gamma - \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \tan \theta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases}$$

Математическая модель

Уравнения движения в вертикальной плоскости:

$$\left\{ \begin{array}{l} m\dot{V} = P \cos \alpha - X - mg \sin \theta \\ mV\dot{\theta} = P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\ J_3\dot{\omega}_z = \left(m^{\alpha}_z \cdot \alpha + m^{\omega_z}_z \cdot \frac{1}{V} \omega_z + m^{\delta}_z \cdot \delta \right) \\ \dot{\vartheta} = \omega_3 \\ \dot{x} = V \cdot \cos \theta \\ \dot{y} = V \cdot \sin \theta \\ \dot{m} = -m_c \end{array} \right.$$

Уравнение наклона траектории:

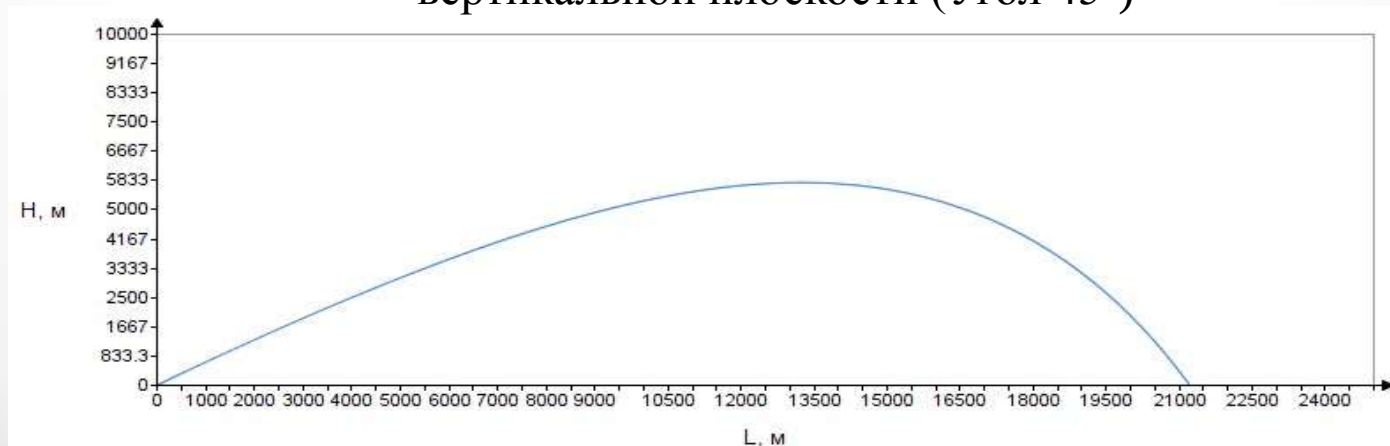
$$\vartheta = \theta + \alpha.$$

С учетом составляющих скорости ветра можно переписать уравнения:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta + U_y,$$

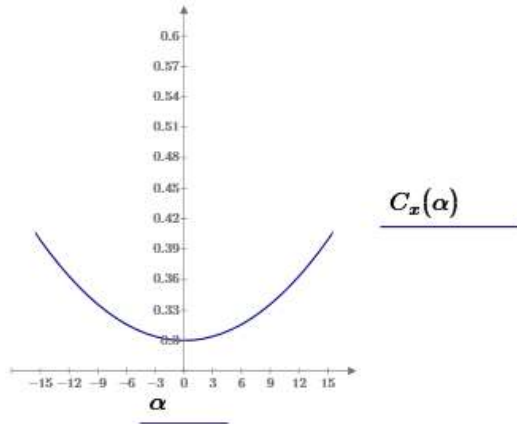
$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta + U_x$$

Траектория движения снаряда без управления в вертикальной плоскости (Угол 45°)

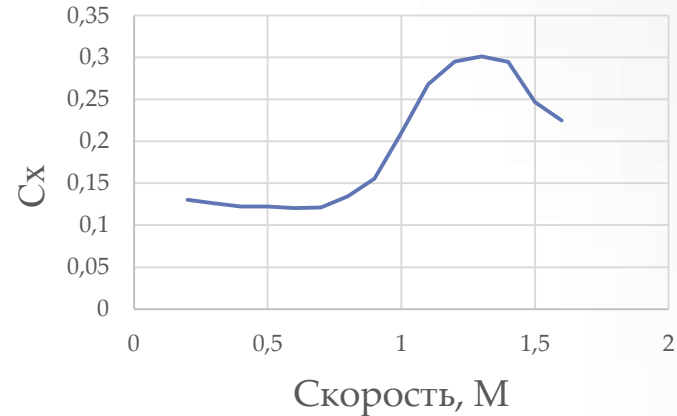


Аэродинамический расчет

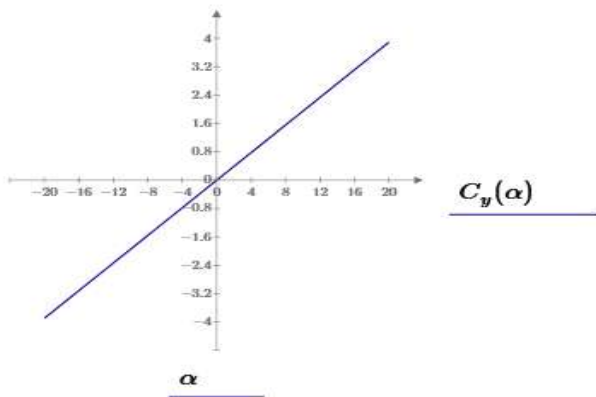
Аэродинамический расчет был проведен аналитически и в программном модуле Solidworks Flow simulation



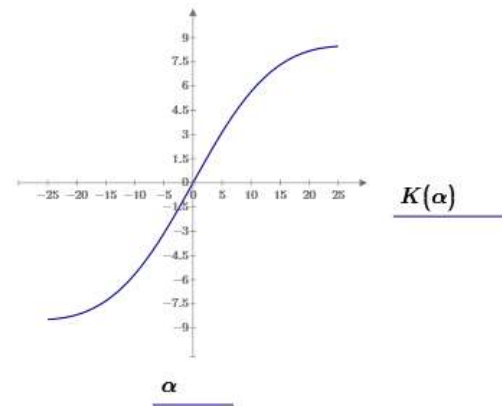
Зависимость коэффициента лобового сопротивления для максимальной скорости полета от угла атаки



Зависимость коэффициента лобового сопротивления от скорости



Зависимость коэффициента подъемной силы для максимальной скорости полета от угла атаки



Аэродинамическое качество

Управление на активном участке



На активном участке возможно производить корректировку траектории полета за счет отклонения аэродинамических рулей.



Управление на активном участке

После отклонения руль принимает определенное положение δ , корректируется траектория полета в соответствии с возможной областью положения цели. К выражению общего коэффициента подъемной силы добавится $c_y(\delta)$, который в линейной области будет иметь вид:

$$c_y(\delta) = c_y^\delta \cdot \delta$$

Учитывая взаимное влияние рулей и фюзеляжа, можно написать выражение производной коэффициента подъемной силы, отнесенного к площади оперения:

$$c_y^\delta = c_{y_{из.кр.}}^\alpha (K_{\delta 0}) k_{из} \cos(\chi_p) \cdot \frac{S_{кр}}{S_m}$$

где $k_{из}$ – коэффициент, учитывающий влияние щели, образуемой между рулей и криволинейной поверхностью фюзеляжа;

$K_{\delta 0}$ найден из геометрических параметров снаряда. Коэффициент необходим для учета влияния рулей отдельно;

χ_p – угол стреловидности, отсчитываемый от плоскости, перпендикулярной оси вращения.

Программное управление

Проекция вектора продольной перегрузки на скоростные оси
координат :

$$n_x = \frac{P \cos \alpha \cos \beta - X}{G}$$



В момент времени $t = 0,5$ с
акселерометр замеряет продольное
ускорение и в зависимости от величины
продольной перегрузки определяется на
какой угол δ необходимо отклонить
аэродинамические рули, чтобы создать
дополнительный коэффициент
подъемной силы.

Разброс основных параметров УРС

Факторы, влияющие на полет снаряда

Баллистические условия

- масса снаряда (m), начальная скорость (V_0), угол стрельбы (θ_c), дирекционный угол ($\alpha_{ц}$) и др

Геофизические условия

- географическая широта (B), ускорение силы тяжести (g), радиус Земли (R_3)

Метеорологические условия

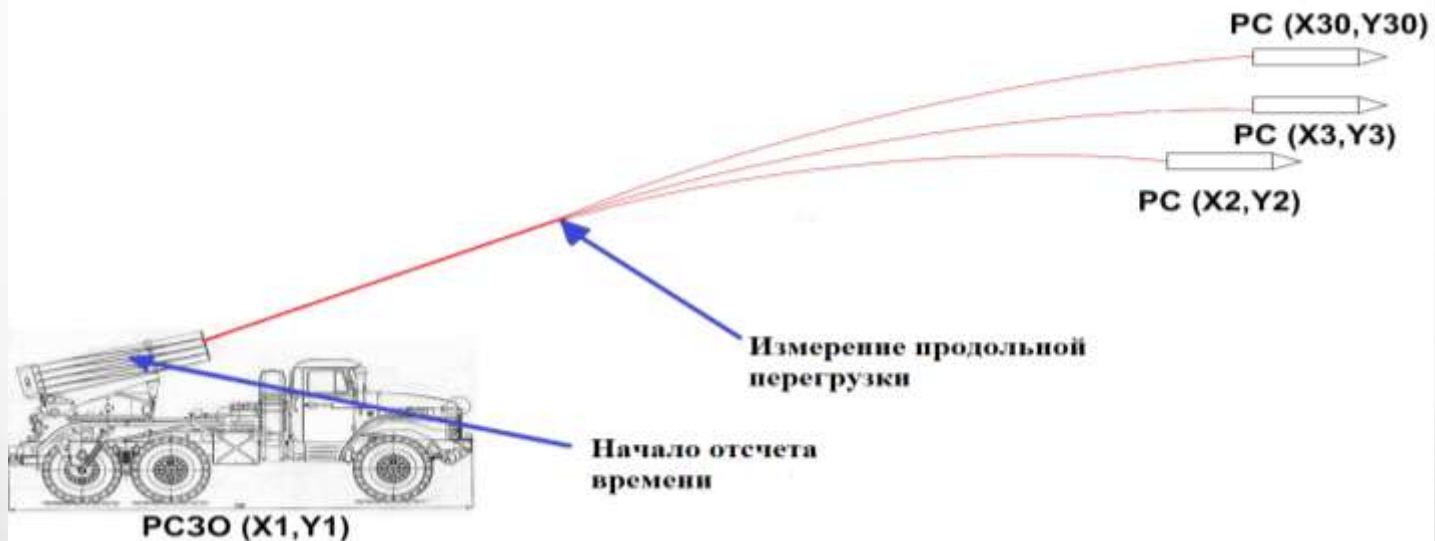
- давление (p), температура T), направление (α_w) и скорость (w) ветра

Разброс основных параметров УРС

На основной разброс траекторных параметров наиболее сильно влияют

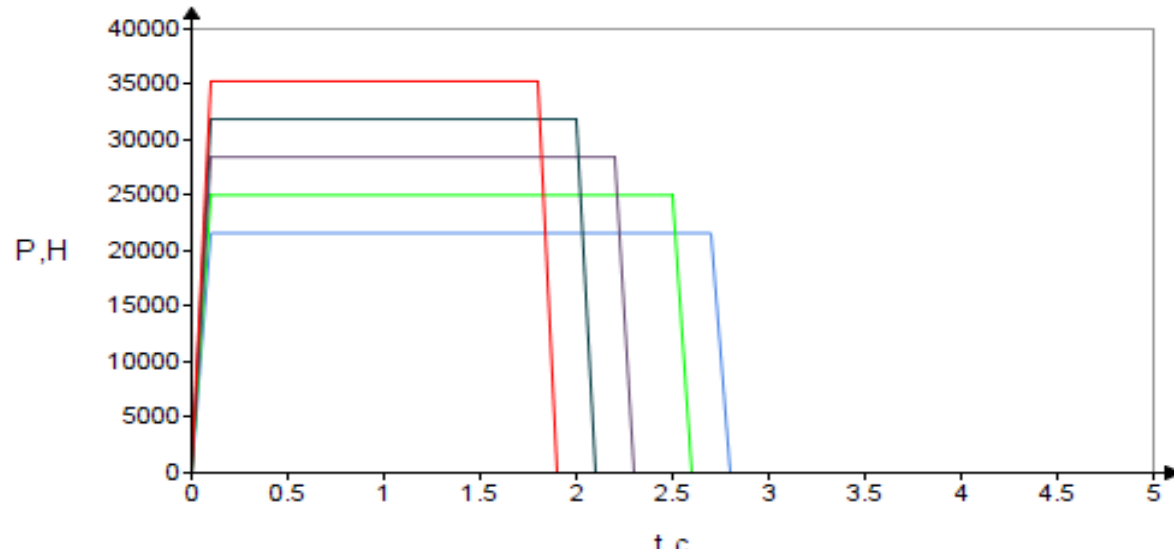
реализовавшиеся режимы тяги двигателя

отклонения от аэродинамических характеристик



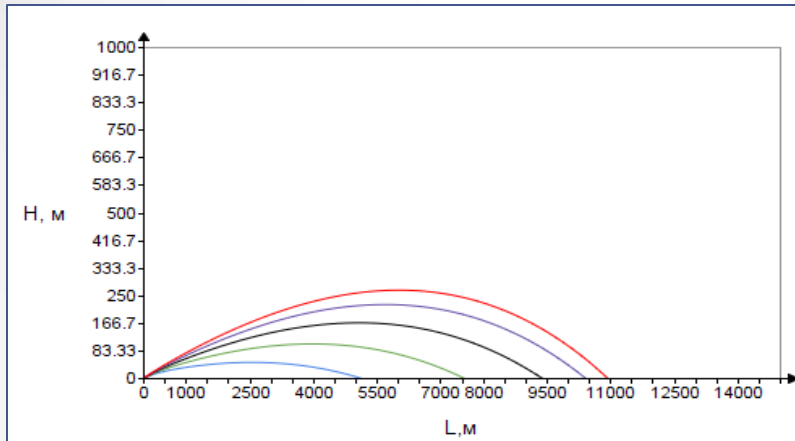
Разброс режимов тяг

Графики пяти режимов тяг
для построения траекторий движения

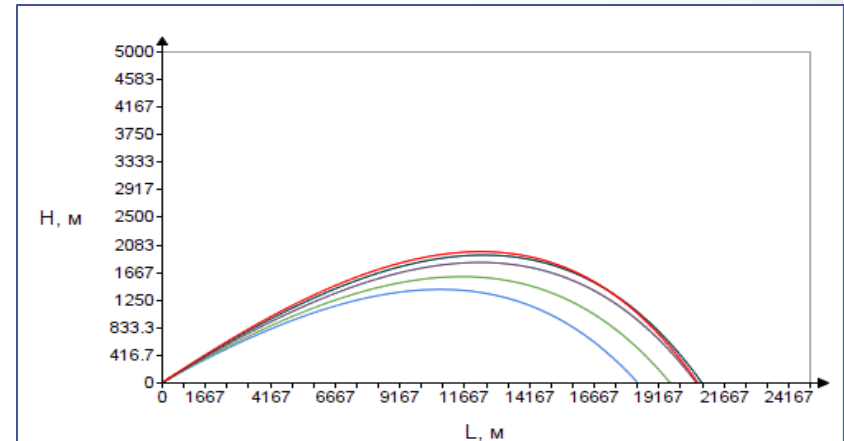


Режим	Сила тяги, кН	Время, с	На графиках
Минимальная тяга	21	2,8	
Минимальная промежуточная тяга	24,5	2,55	
Номинальная тяга	28	2,3	
Максимальная промежуточная тяга	31,5	2,05	
Максимальная тяга	35	1,8	

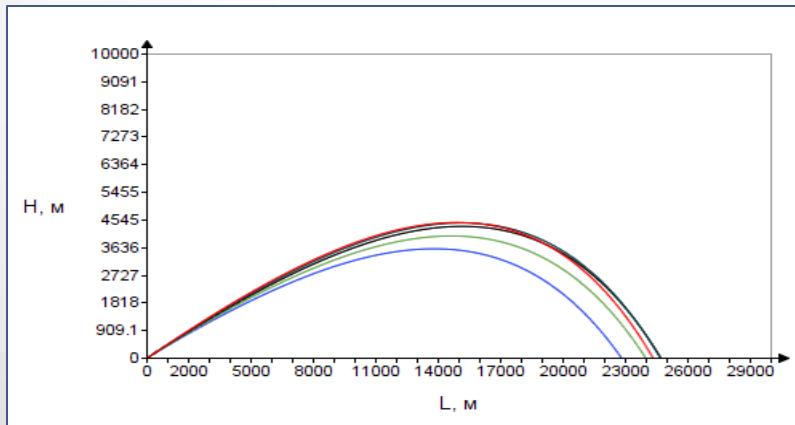
Траектории движения при различных режимах тяги



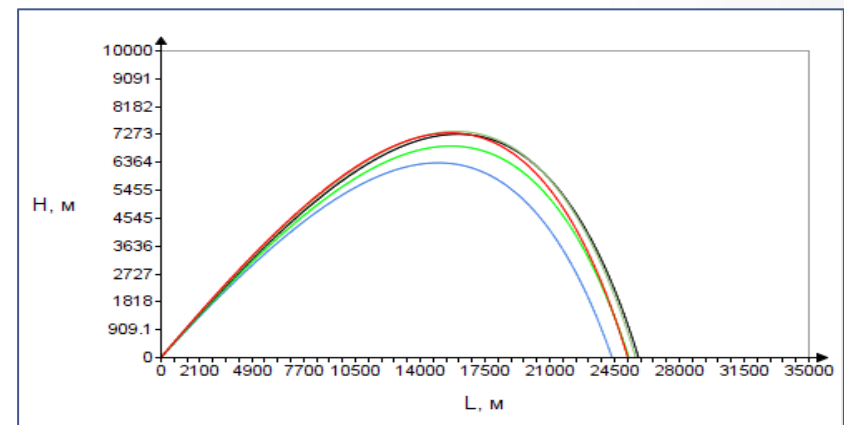
Траектория полета для стартового угла 10°



Траектория полета для стартового угла 20°

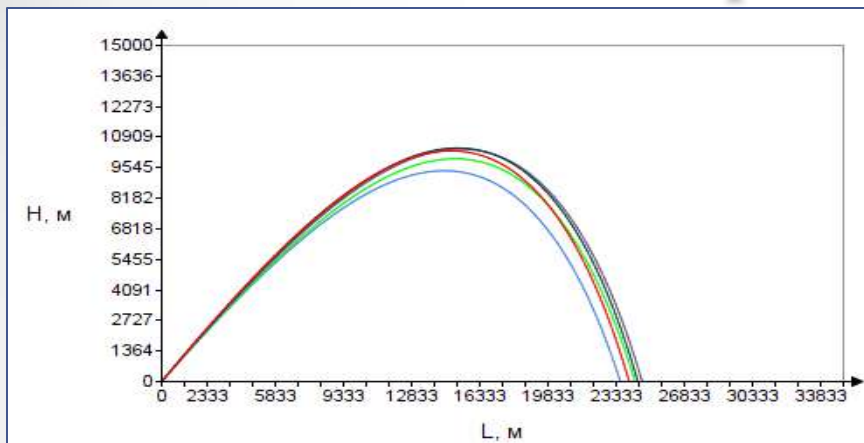


Траектория полета для стартового угла 30°

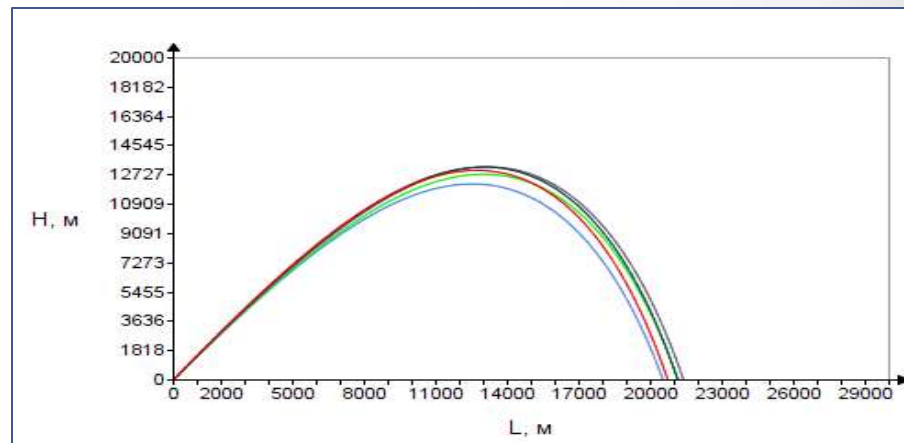


Траектория полета для стартового угла 40°

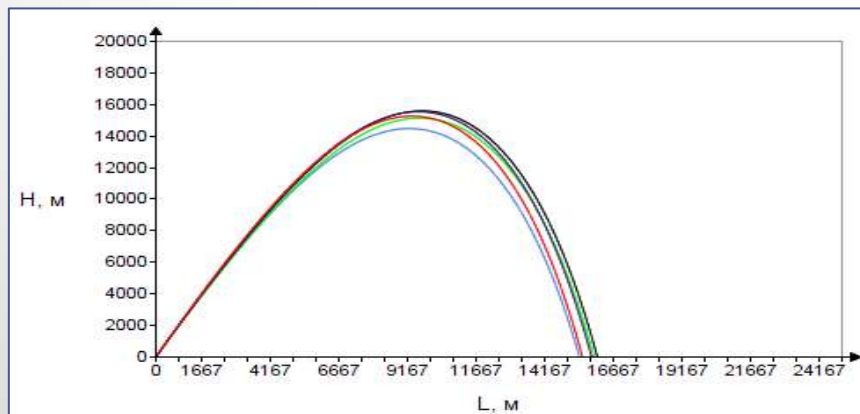
Траектории движения при различных режимах тяги



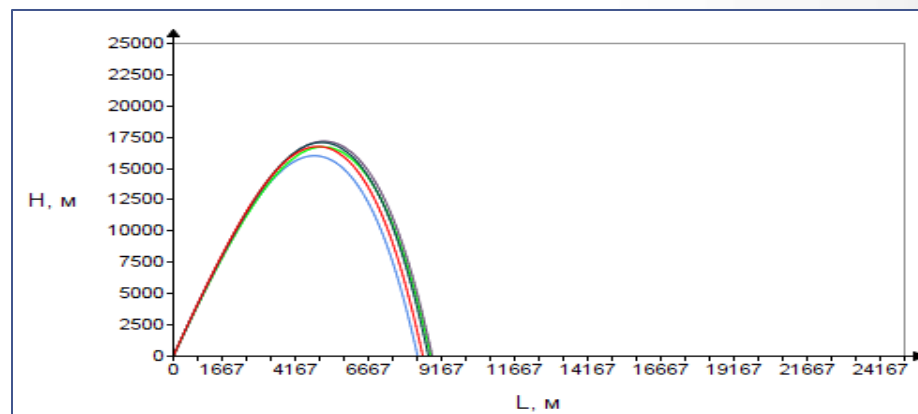
Траектория полета для стартового угла 50°



Траектория полета для стартового угла 60°

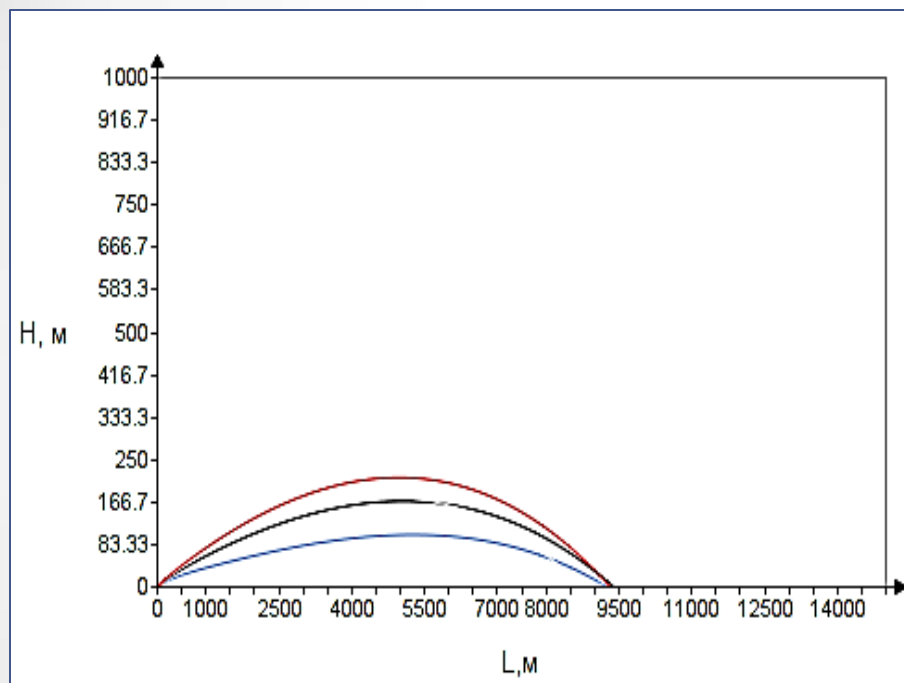


Траектория полета для стартового угла 70°

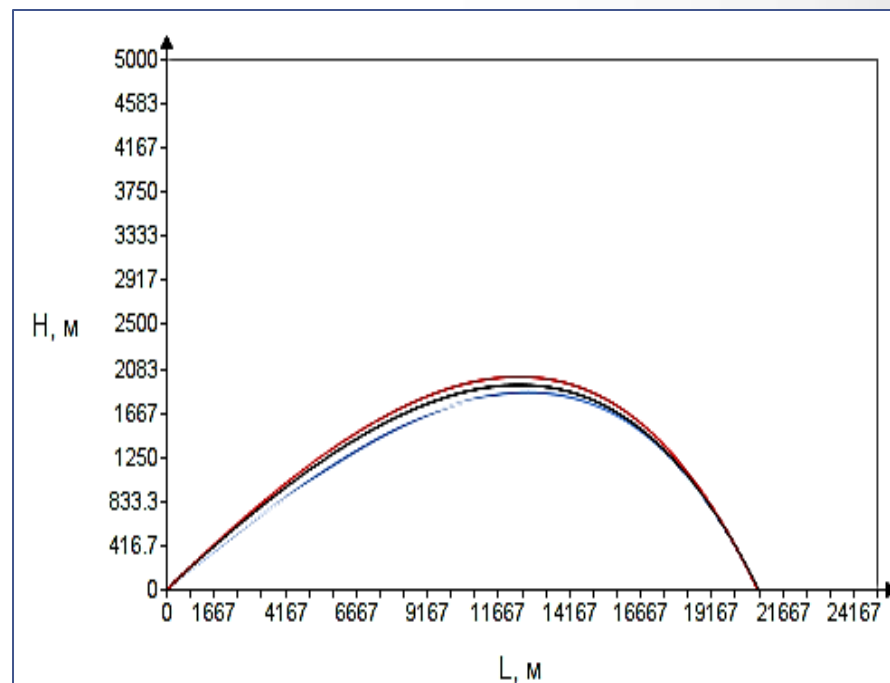


Траектория полета для стартового угла 80°

Траектории движения с программным управлением



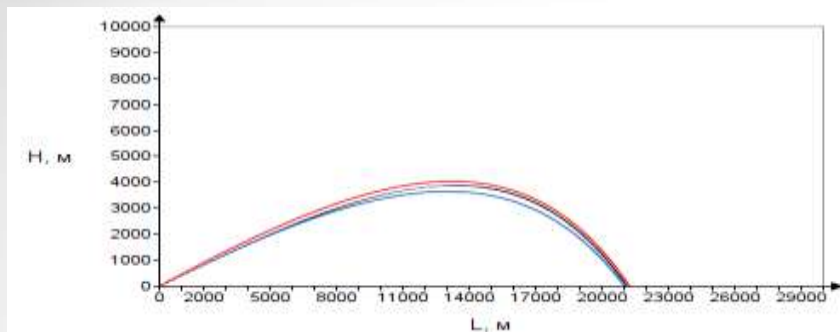
Траектория полета для стартового угла 10°



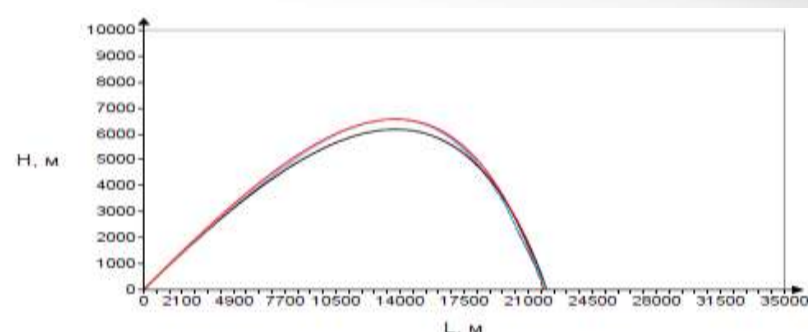
Траектория полета для стартового угла 20°

Наибольший разброс дальностей при угле 10° , с увеличением начального угла руль становится эффективнее

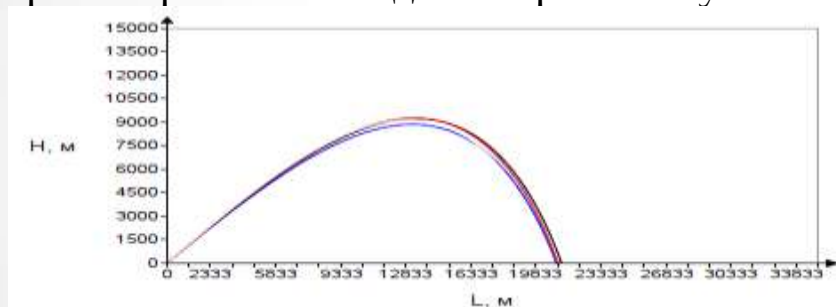
Траектории движения с программным управлением



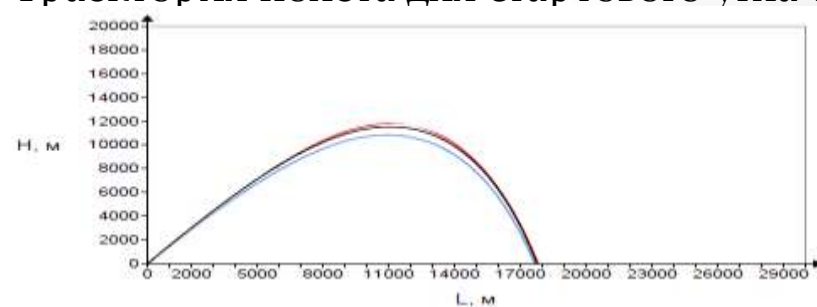
Траектория полета для стартового угла 30°



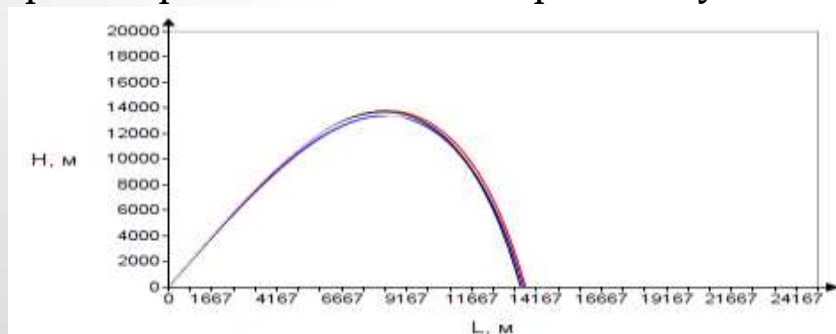
Траектория полета для стартового угла 40°



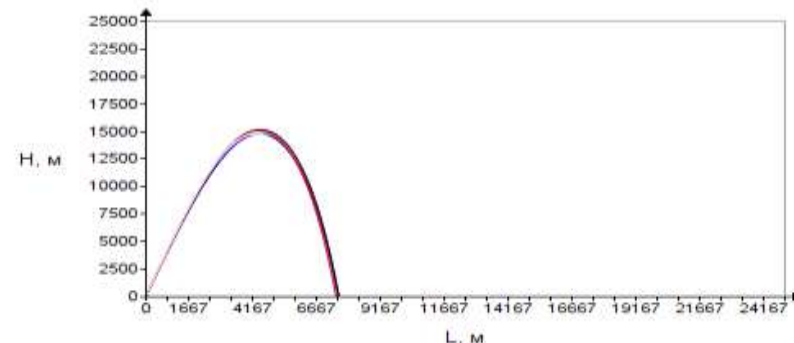
Траектория полета для стартового угла 50°



Траектория полета для стартового угла 60°

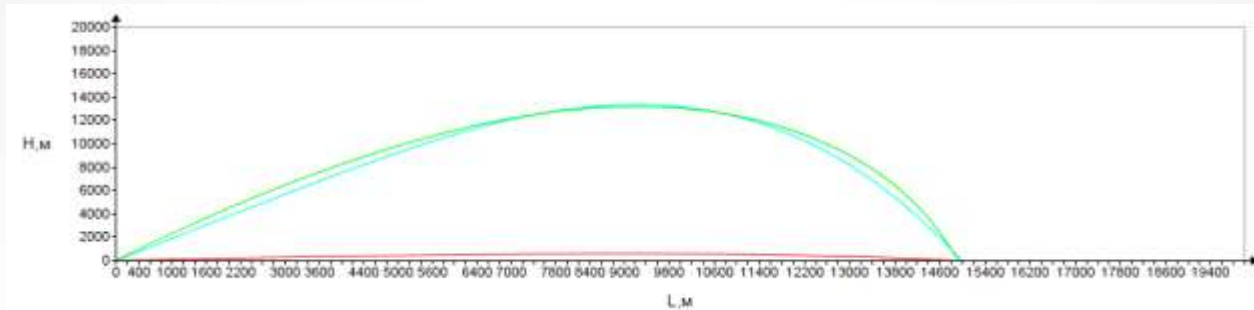


Траектория полета для стартового угла 70°

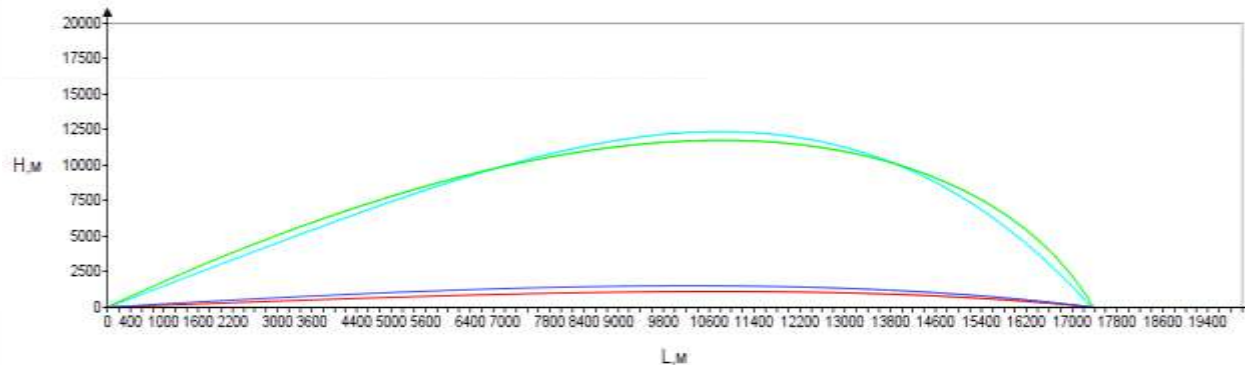


Траектория полета для стартового угла 80°

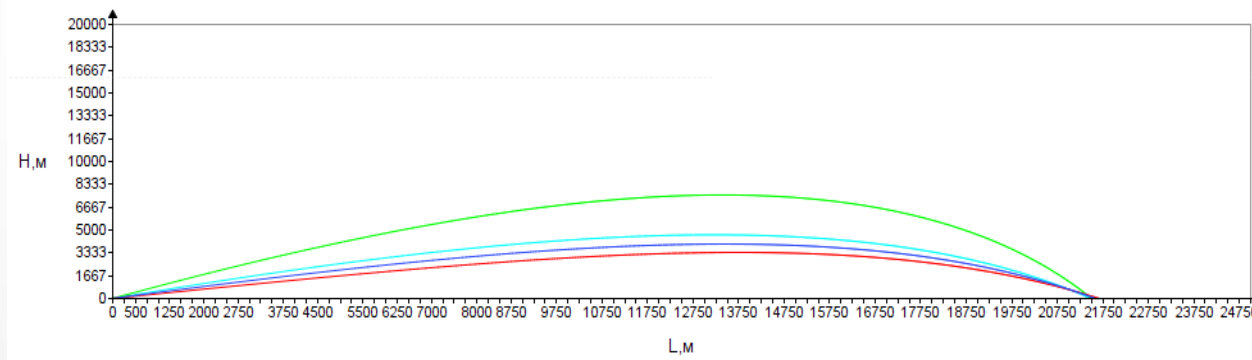
Увеличение кучности стрельбы



Траектория полета снарядов с дальностью 15 км (углы 15°, 60°, 65°)

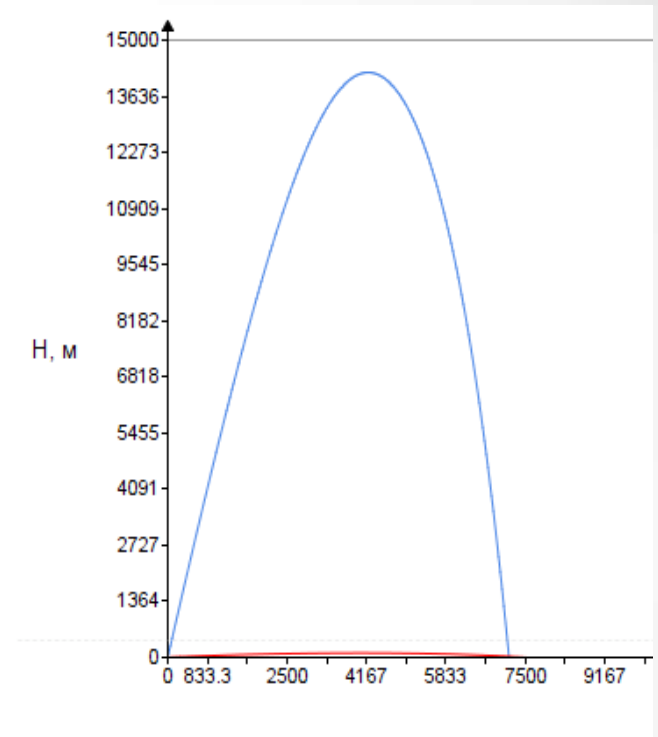
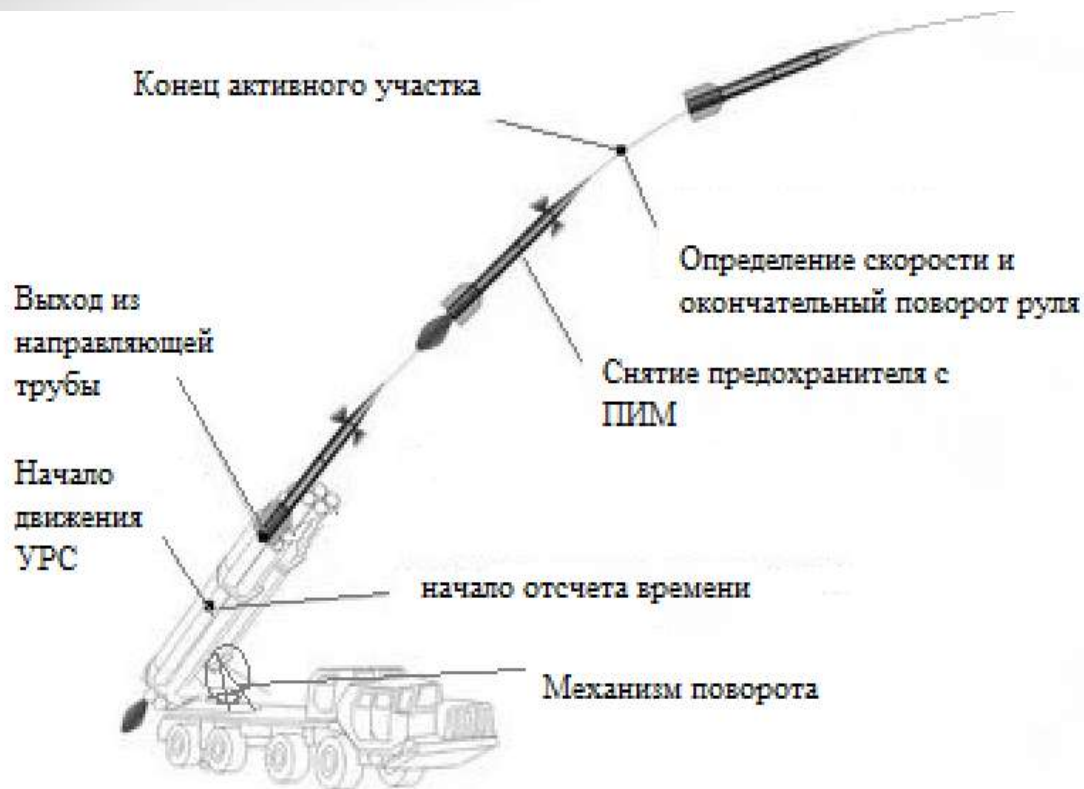


Траектория полета снарядов с дальностью 17,5 км (углы 15°, 20°, 60°, 65°)



Траектория полета снарядов с дальностью 21,5 км (углы 15°, 30°, 35°, 50°)

Увеличение кучности стрельбы

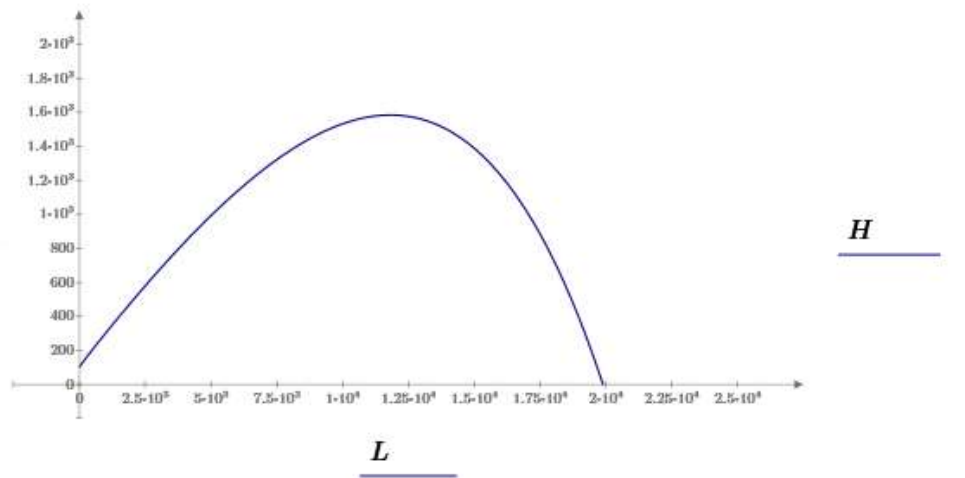
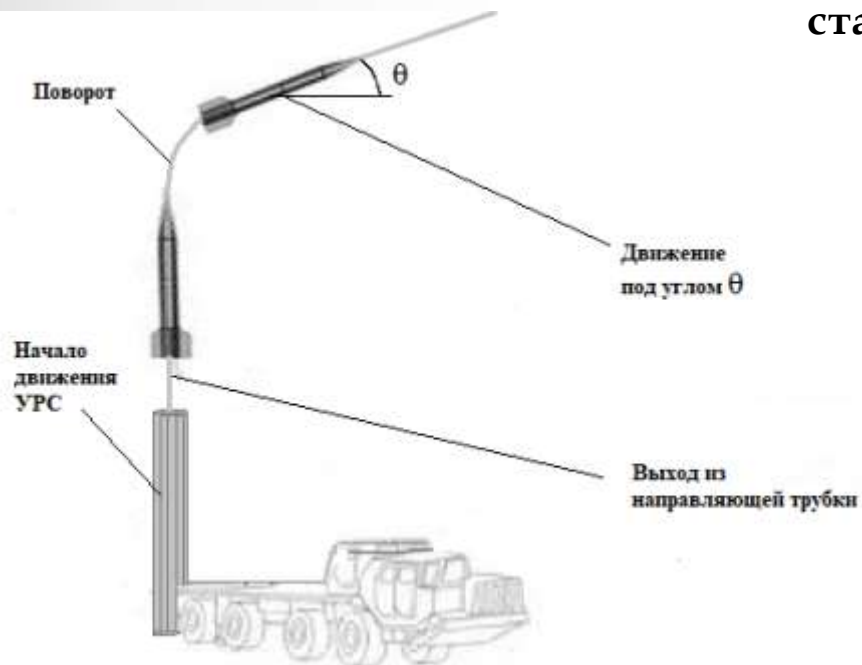


Траектория снарядов с дальностью
7 км (углы 10° и 80°)

$$\Delta t = 100 \text{ с}$$

Минометный старт снарядов

Для поворота на начальный угол стрельбы также удобно использовать минометный способ старта снарядов



Траектория снаряда при минометном старте



Наведение снарядов

Классификация методов наведения

Можно различать методы наведения, накладывающие связь на:

1. Относительное положение в пространстве продольной оси ЛА и линии «ЛА-цель» (прямое наведение, наведение с постоянным углом пеленга)
2. Относительное положение в пространстве вектора скорости ЛА и линии «ЛА-цель» (погоня, наведение с постоянным углом упреждения, пропорциональное сближение, наведение в мгновенную точку встречи)
3. Направление в пространстве линии «ЛА-цель» (параллельное сближение, пропорциональное наведение)
4. Относительное положение линий «пункт управления-ЛА» и «пункт управления-цель» (совмещение, угловой метод)

Наведение снарядов

При использовании любого из приведенных методов, удобно изменять угол θ , начиная с $\theta_0 = 0^\circ$, исходя из положения цели.

Схему расчета траектории наведения будем составлять исходя из угла наклона траектории и известного начального положения цели. Путем интегрирования уравнений движения снаряда можно определить угол наклона в любой момент времени, кинематическое уравнение и уравнение идеальной связи будут иметь вид:

$$\frac{dr}{dt} = V_{\text{ц}} \cdot \cos(\varphi - \theta_{\text{ц}}) - V \cdot \cos(\varphi - \theta)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{57,3}{r} \left[-V_{\text{ц}} \cdot \sin(\varphi - \theta_{\text{ц}}) + V \cdot \sin(\varphi - \theta) \right]$$

Наведение снарядов

$$\frac{d\theta}{dt} = k \frac{d\varphi}{dt}$$

где k – коэффициент пропорциональности, φ – угол визирования.

Этот метод является общим методом наведения, в зависимости от k . При $k=1$ реализуется метод погони. С увеличением коэффициента пропорциональности траектории снарядов будут стремиться к прямолинейным на участке наведения и потребные нормальные перегрузки уменьшатся, а при $k=\infty$, реализуется метод параллельного сближения.

Наведение снарядов

Для задачи наведения на цель управляемого снаряда при известном угле наклона траектории и известном возможном положении цели удобно использовать метод параллельного сближения. Если цель будет неподвижной или будет двигаться прямолинейно и равномерно (сделаем допущение о прямолинейности движения цели, так как время полета снаряда довольно мало), то снаряд будет двигаться по самой короткой траектории. Такой метод наведения позволяет обстреливать цель как навстречу, так и догоняя ее.

При параллельном сближении угол φ постоянен и равен своему значению φ_0 в начальный момент времени. Уравнение для угла θ преобразуется:

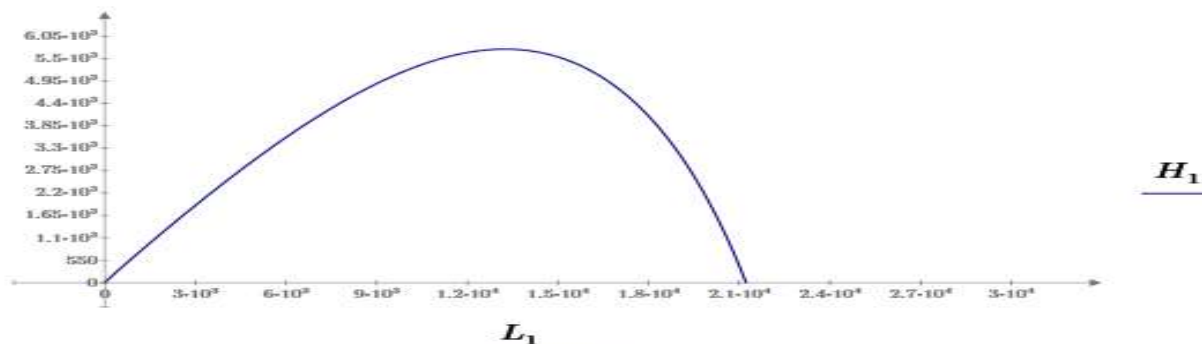
$$\theta = \varphi - \arcsin\left(\frac{V_u}{V} \sin(\varphi - \theta_u)\right)$$

Продифференцируем и получим:

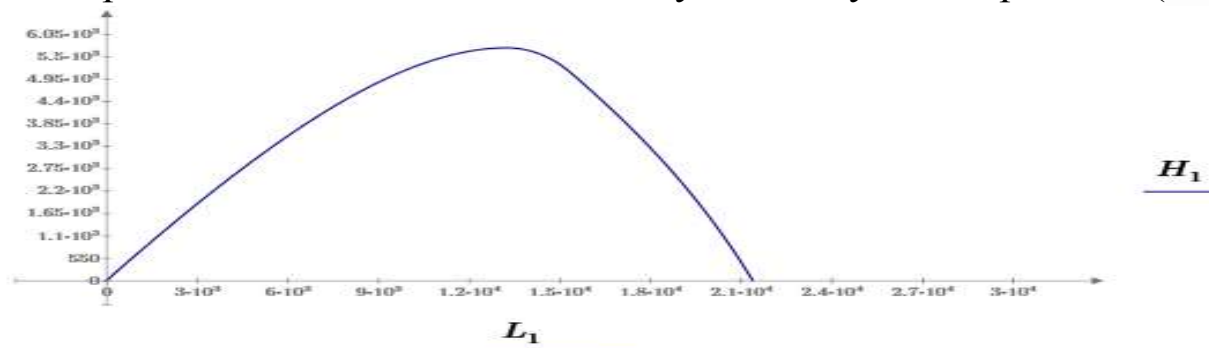
$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{\dot{V} \sin(\varphi - \theta) - \dot{V}_u \sin(\varphi - \theta_u) + V_u \dot{\theta}_u \cos(\varphi - \theta_u)}{V \cos(\varphi - \theta)}$$

Наведение снарядов

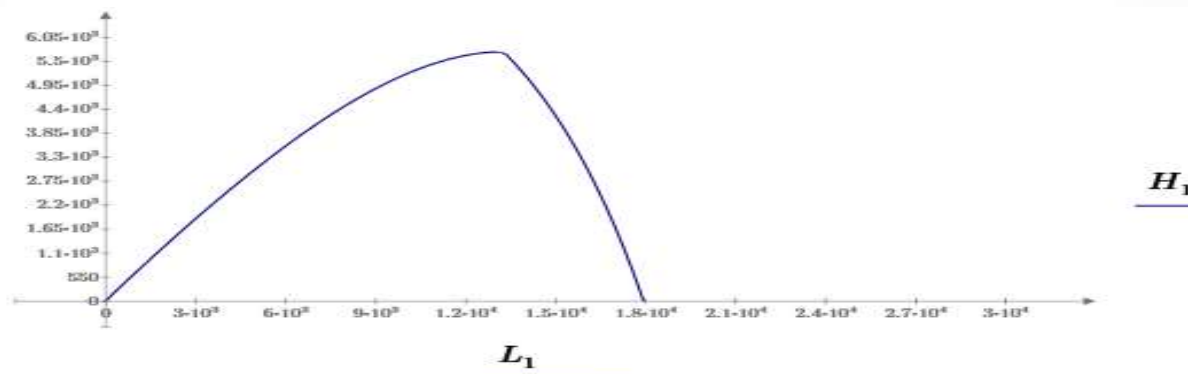
Траектория без наведения с начальным углом запуска снаряда 40°



Траектория с наведением и начальным углом запуска снаряда 40° (max)



Траектория с наведением и начальным углом запуска снаряда 40° (min)



Результаты:

1. Для разбросов траекторных параметров при различных начальных углах с помощью управления на активном участке полета возможно свести траектории к номинальной;
2. Программным управлением можно добиться увеличения кучности снарядов, возможно осуществить залп снарядов под разными углами с одновременным прилетом;
3. Выбран способ наведения снарядов на цель, который позволяет дополнительно улучшить траектории полета и стрелять при движении установки и цели;
4. Комбинирование наведения и программного управления дает возможность обеспечить работу ГСН и поражать на любых доступных для УРС дальностях цели.

Список литературных источников

1. А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин «Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов» издание второе, переработанное и дополненное. – Издательство «Машиностроение», 1973 – 617с.
2. Гантмахер Ф.Р., Левин Л.М. Теория полета неуправляемых ракет. М.: Физматгиз, 1959 – 362с.
3. Баллистика ствольных систем / В. В. Бурлов и др. / РАН; под ред. Л. Н. Лысенко и А. М. Липанова. М. : Машиностроение, 2006. 461 с.
4. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. - М. Машиностроение, 2005. - 608 с.
5. Кашин, В.М. Эффективность ракетного и артиллерийского вооружения : учеб. пособие / Н.И. Ахапкин; В.М. Кашин .— Москва : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020 .— 209 с.
6. Физические основы пуска: учебное пособие /А.П. Маштаков, Р.В. Красильников; Балт. гос. техн.ун-т. – СПб., 2018. – 112 с.
7. [Электронный ресурс]: Характеристики РСЗО «ГРАД» Режим доступа:
<https://missilery.info/missile/grad/hystory> (дата обращения 01.25.2023).
8. [Электронный ресурс]: РСЗО «ГРАД» Режим доступа:
https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/nauka_i_tehnika/2008/3/reaktivnaya.pdf (дата обращения 02.04.2023).

Спасибо за внимание!

