

К.Х. Аюш, С.Т. Балаян, Е.В. Верницкий, В.Н. Пригарин, Г.И. Судариков

---

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ И ИХ ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЕ НА ГРУППОВУЮ ВОЗДУШНУЮ ЦЕЛЬ

---

**Аннотация.** Представлена модель движения группы воздушных целей и группы управляемых авиационных ракет класса «воздух – воздух». Рассмотрен пример определения приоритетности цели среди множества других. При решении задачи группового управления авиационными ракетами класса «воздух – воздух» описан способ ранжирования воздушных целей. Факт поражения цели сравнивается по дальности с применяемой в настоящее время методикой и по многофакторной опасности – с разработанной методикой.

*Ключевые слова:* моделирование полета, целераспределение, групповая воздушная цель, управляемые авиационные ракеты, метод наведения, опасная цель.

К.Н. Ayush, S.T. Balanyan, E.V. Vernitsky, V.N. Prigarin, G.I. Sudarikov

---

## SIMULATION OF THE PROCESS OF AIMING GUIDED AERIAL MISSILES THEIR TARGETING TO A GROUP AIR TARGET

---

**Abstract.** The article presents a model of the movement of a group of air targets and a group of guided air-to-air missiles. An example of determining the priority of a goal among many others is considered. When solving the problem of group control of air-to-air missiles, a method for ranging air targets is described. The defeat of the target was compared by multifactorial danger and by range.

*Keywords:* flight simulation, target allocation, group air target, guided aircraft missiles, guidance method, dangerous target.

### *Введение*

Современный уровень развития вооружения и военной техники характеризуется усилением взаимосвязей в системе, объединяющей носитель, высокоточные средства поражения, бортовые системы носителя, управляющие подготовкой оружия к применению, системы информационного обеспечения и целеуказания.

Получение численных оценок показателей функциональной эффективности связано с расчетом результативности различных фаз боевого функционирования группировки боевых комплексов с авиационными средствами поражения (далее – АСП), включая обнаружение и опознавание цели; формирование координат точек прицеливания для каждого АСП; решение задачи целераспределения АСП; определение рубежа перехода АСП на самонаведение; формирование залпа АСП; преодоление огневого и информационного противодействия бортового комплекса обороны (далее – БКО) групповой воздушной цели (далее – ГВЦ); наведение АСП на заданные цели; поражение заданных целей [1].

Всесторонняя комплексная оценка функциональной эффективности, проводимая путем постановки натурных экспериментов на этапе формирования технического облика АСП, связана с экономическими ограничениями и практически нереализуема. В эксперименте невозможно осуществить близкие к реальным условия боевого применения АСП

**Аюш Карам Хасан**

адъюнкт кафедры авиационного вооружения и эффективности боевого применения Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил. Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, город Воронеж. Сфера научных интересов: повышение эффективности группового применения управляемых авиационных ракет с активно-пассивными системами самонаведения. Автор 1 опубликованной научной работы.

Электронный адрес: karamaeush154@gmail.com

**Балаян Сергей Товмасович**

кандидат технических наук, доцент, докторант кафедры авиационного вооружения и эффективности боевого применения Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил. Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, город Воронеж. Сфера научных интересов: повышение эффективности боевого применения управляемых авиационных средств поражения. Автор более 100 опубликованных научных работ. Электронный адрес: bst76@yandex.ru

**Верницкий Евгений Вячеславович**

курсант факультета авиационного вооружения Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил. Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, город Воронеж. Сфера научных интересов: повышение эффективности боевого применения управляемых авиационных средств поражения. Автор 1 опубликованной научной работы.

Электронный адрес: jekaw2000@bk.ru

**Пригарин Василий Николаевич**

кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационного вооружения и эффективности боевого применения Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил. Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, город Воронеж. Сфера научных интересов: повышение эффективности боевого применения управляемых авиационных средств поражения. Автор 50 опубликованных научных работ.

Электронный адрес: vas\_nik\_voroneu@mail.ru

**Судариков Геннадий Иванович**

кандидат технических наук, заместитель начальника факультета авиационного вооружения Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил. Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, город Воронеж. Сфера научных интересов: повышение эффективности боевого применения управляемых авиационных средств поражения. Автор 40 опубликованных научных работ.

Электронный адрес: sudarikov@mail.ru

в составе боевого комплекса и тем более группировки. В сложившейся ситуации, для исследования функциональной эффективности наиболее целесообразно использовать методы имитационного моделирования.

Под имитационным моделированием понимается численный метод проведения экспериментов с математическими моделями, описывающими поведение сложных систем в течение продолжительных периодов времени. Имитационная модель как компьютерный аналог сложного реального явления способна заменить эксперимент с реальным процессом экспериментом с математической моделью этого процесса. По мнению ряда разра-

ботчиков, имитационное моделирование – реальный шаг к интеллектуализации проектирования [1].

### Постановка задачи

В настоящее время при разработке вооружения для перспективных авиационных комплексов наблюдается постоянное повышение сложности аппаратуры создаваемых образцов и стоимости летных испытаний. Одновременно повышаются требования к эффективности и сокращению сроков проведения испытаний. В связи с этим перед испытателями ставится задача уменьшения материальных средств, затрачиваемых на проведение летных экспериментов применения ракет. Одним из наиболее гибких и эффективных способов экономии материальных средств является использование при проведении испытаний методов компьютерного моделирования.

Моделирование является обязательным элементом в процессе создания и испытания всех опытных и модернизированных (модифицированных) образцов авиационного вооружения, и в первую очередь это касается наиболее конструктивно сложных и материально затратных в производстве управляемых авиационных ракет класса «воздух – воздух» (далее – УРВВ) [1].

Основной задачей моделирования полета ракет при проведении испытаний является определение и оценка характеристик движения на соответствие заданным тактико-техническим требованиям.

Разработка методического обеспечения испытаний методами моделирования требует от исследователя знания законов движения ракеты с учетом действующих сил и моментов, а также умения построения алгоритмов управления. В связи с этим для решения поставленной задачи разработан алгоритм расчета траектории УРВВ на основе знания наиболее опасной цели для ГВЦ и управления ракетами для уничтожения всех целей путем группирования ракет друг с другом в процессе сближения с целью, что является эффективным процессом маскировки. При достижении ракетами точки, близкой к цели, они переходят на самонаведение.

В среде MatLab & Simulink разработан программный интерфейс, который обеспечивает исследование процесса взаимодействия и полета группы ракет и воздушных целей [3].

На Рисунке 1 представлена разработанная блок-схема алгоритма наведения УРВВ на ГВЦ; интерфейс программы моделирования показан на Рисунке 2.

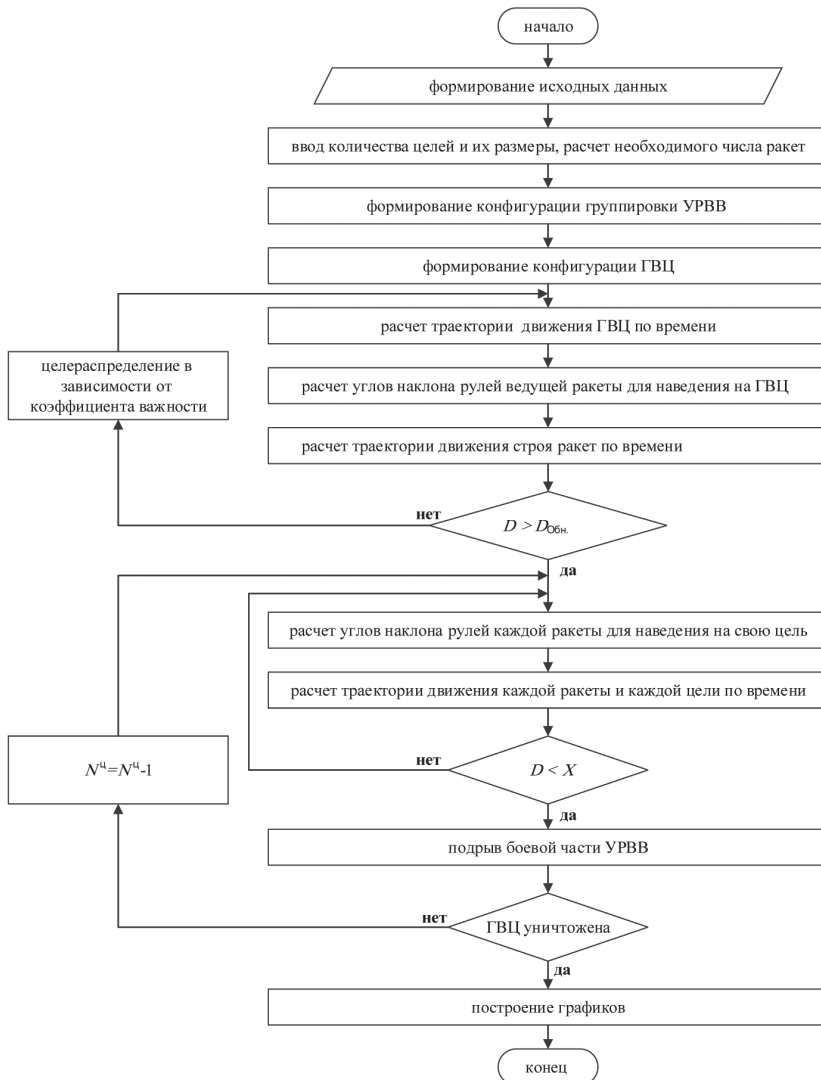
На Рисунке 1 использованы следующие обозначения:  $D$  – расстояние между ведущей ракетой и наиболее опасной целью;  $D_{обн}$  – дальность, на которой каждая ракета начинает наводиться на свою цель;  $X$  – текущее расстояние между ракетой и целью в момент ее подрыва;  $N^n$  – количество целей.

Блок **формирования исходных данных** включает в себя:

- средняя скорость цели  $V_{ср.ц} = 1300$  км/ч;
- максимальная скорость ракеты  $V_{p\max} = 6000$  км/ч;
- начальные координаты ведущей ракеты  $(x_{p01}, z_{p01}, y_{p01}) = (65, 14, 9, 5)$  км;
- начальные координаты первой цели  $(x_{ц01}, z_{ц01}, y_{ц01}) = (3, 4, 11)$  км;
- требуемая вероятность поражения большой цели  $P_b = 0,99$  ;
- требуемая вероятность поражения малой цели  $P_m = 0,9$  ;
- вероятность поражения цели одной ракетой  $P_0 = 0,7$  ;

Моделирование процесса наведения управляемых авиационных ракет ...

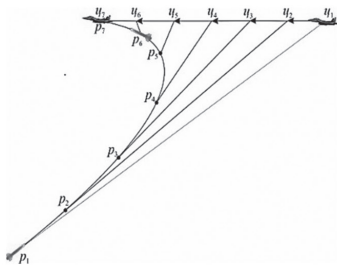
- коэффициент важности цели по дальности до цели  $c_1 = 5$  [5];
- коэффициент важности цели по скорости сближения  $c_2 = 3$  [5];
- коэффициент важности цели по курсовому углу  $c_3 = 1$  [5];
- коэффициент важности цели по площади поверхности цели  $c_4 = 9$  [5];
- максимальный угол отклонения рулей управления  $\delta_{\max} = 22^\circ$  [7];
- максимальная допустимая перегрузка ракеты  $n_{p\max} = 35$  [7];
- угол обнаружения цели (у самолетов 5-го поколения)  $\gamma_{\text{обнаружения}} = 0,2^\circ$  [7].



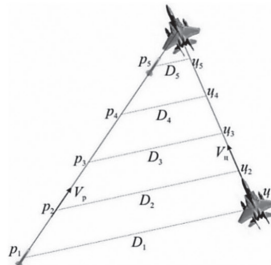
**Рисунок 1.** Блок-схема алгоритма наведения управляемых авиационных ракет класса «воздух – воздух» на групповую воздушную цель



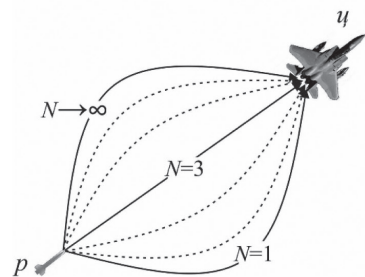
6. Панель, показывающая общее количество целей.
7. Панель, показывающая необходимое количество ракет для уничтожения всех целей в ГВЦ.
8. Панели (их количество равно количеству целей в ГВЦ), на каждой из которых указано количество ракет, необходимое для поражения каждой цели (цвет панели идентичен цвету цели на рисунке).
9. На этой панели можно выбрать вид целераспределения:
  - по дальности – первая ракета наводится на первую цель по критерию минимального значения дальности до цели, вторая ракета и последующие наводятся таким же образом;
  - по степени многофакторной опасности, когда учитывается дальность до цели, скорость сближения, курсовой угол цели и величина отраженного от цели сигнала.
10. На этой панели можно выбрать метод наведения, используемый в ракетах:
  - прямого наведения, когда продольная ось ракеты все время направлена на цель, и угол тангажа ракеты равен углу наклона линии визирования (см. Рисунок 3) [4];
  - параллельного сближения, когда линия визирования по мере сближения перемещается параллельно самой себе, то есть угловая скорость вращения этой линии равна нулю (см. Рисунок 4) [4];
  - пропорционального наведения (пропорциональной навигации), когда в течение всего времени полета ракеты к цели вектор скорости ракеты остается пропорциональным угловой скорости вектора дальности до цели (см. Рисунок 5).



**Рисунок 3.** Метод прямого наведения



**Рисунок 4.** Метод параллельного сближения



**Рисунок 5.** Траектории метода пропорционального наведения

На Рисунке 5 приведены следующие обозначения:  $N$  – коэффициент пропорциональности (навигационный коэффициент).

При  $N = 1$  метод пропорционального наведения сводится к условию наведения по методу погони.

При  $N = 2$  существует область неопределенности, требующая дополнительных исследований.

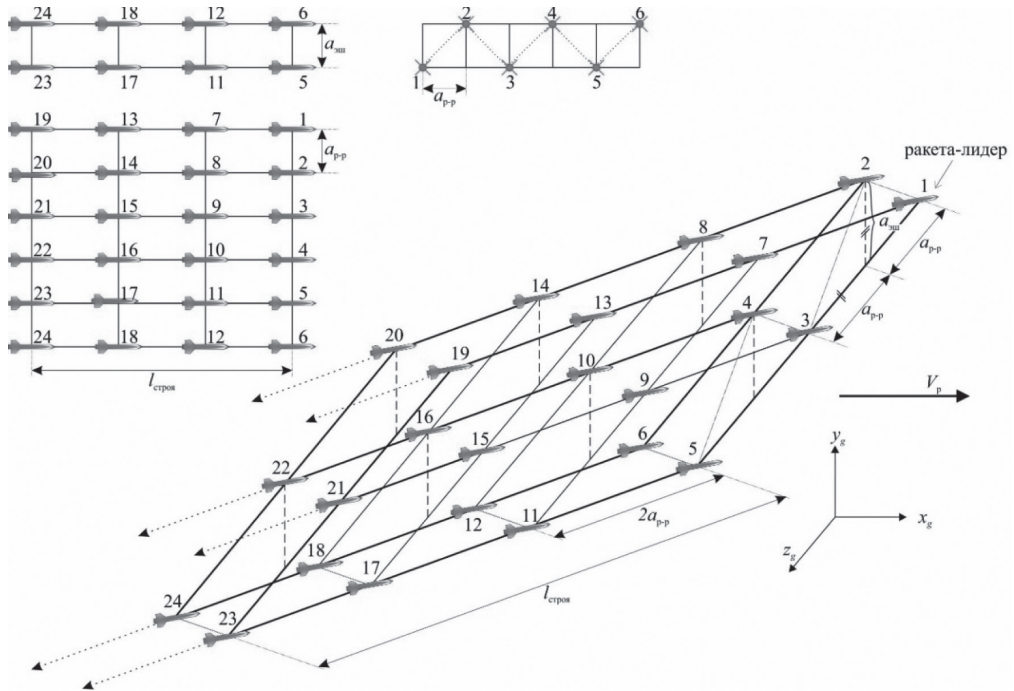
При  $N = 3$  применяется режим оптимального управления, траектория ракеты – прямая линия.

В случае  $N \rightarrow \infty$  метод пропорционального наведения преобразуется в метод параллельного сближения [6].

Построение ракет выполняется в два эшелона так, чтобы расстояние между каждыми двумя соседними ракетами было равно  $a_{p-p}$  м. Два эшелона ракет остаются параллельными



и наклонены от наземной координатной плоскости под фиксированным углом, а ракеты летят с определенным и фиксированным направлением и скоростью  $V_p$  (см. Рисунок 6).



**Рисунок 6.** Ракетный строй

На Рисунке 6 приведены следующие обозначения: 1 – ракета-лидер; ракеты 1, 3, 5, ..., 23 – первый эшелон; ракеты 2, 4, 6, ..., 24 – второй эшелон;  $l_{\text{строя}}$  – длина строя;  $a_{p-p}$  – расстояние между двумя соседними ракетами;  $a_{\text{эш}}$  – расстояние между двумя эшелонами, в данной работе  $a_{\text{эш}} = a_{p-p}$ ;  $X_g Y_g Z_g$  – подвижная невращающаяся система координат.

11. Панель для ввода числа больших целей (далее – БЦ) в ГВЦ.

Программа реализует следующее уравнение для получения количества ракет, необходимых для поражения целей [6]:

$$P = 1 - (1 - P_0)^{N^P} \tag{1}$$

где  $P$  – вероятность поражения цели  $N^P$  ракетами;  $P_0 = 0,7$  – вероятность поражения цели одной ракетой;  $N^P$  – количество ракет, потребное для поражения ГВЦ.

Для расчета количества ракет, необходимых для поражения воздушной БЦ, имеем

$$N_6^P = \log_{(1-P_6)}(1 - P_6), P_6 = 0,99,$$

$$N_6^P = \log_{(0,3)}(0,001) \approx 4 \text{ ракеты},$$

где  $P_6$  – требуемая вероятность поражения БЦ;  $N_6^P$  – количество ракет, необходимых для поражения БЦ.

12. Панель для ввода числа малых целей (далее – МЦ) в ГВЦ.

Для расчета количества ракет, необходимого для поражения воздушной МЦ, имеем

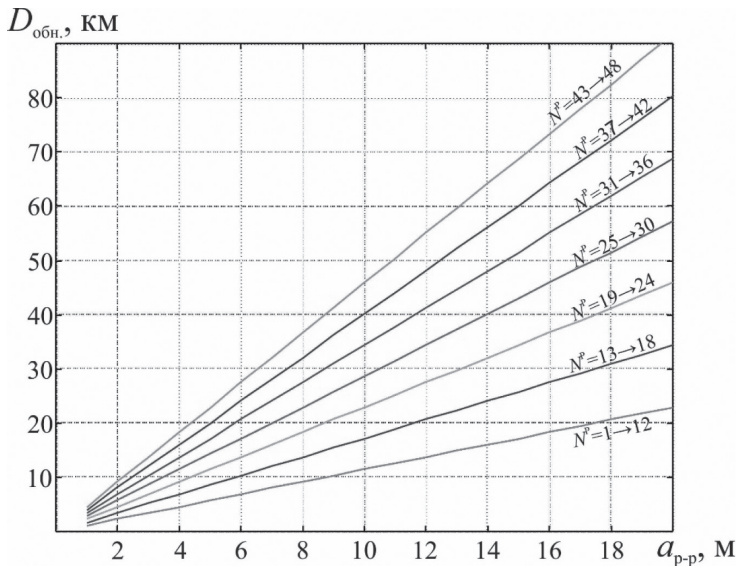
$$P_m = 0,9, \\ N_m^P = \log_{(0,3)}(0,01) \approx 2 \text{ ракеты},$$

где  $P_m$  – требуемая вероятность поражения МЦ;  $N_m^P$  – количество ракет, необходимых для поражения МЦ.

13. Панель для показа минимального расстояния, на котором цель может обнаружить ракеты  $D_{обн}$  :

$$D_{обн} = \frac{l_{строя}}{\sin(\gamma_{обн})} \tag{2}$$

где  $l_{строя}$  – длина строя (см. Рисунок 7);  $\gamma_{обн}$  – угол обнаружения цели, значение которого у самолетов 5-го поколения около  $0,2^\circ$  .



**Рисунок 7.** Зависимость дальности обнаружения ракет от расстояния между ракетами и количества ракет в строю

Анализ зависимостей дальности обнаружения ракет от расстояния между ракетами и количества ракет в строю показывает:

- $l_{строя}$  меняется с изменением числа ракет, где  $l_{строя} = 4 \cdot a_{pp}$  для  $N^P \leq 12$  . Длина строя будет меняться всякий раз, когда 6 ракет добавляются в ряд, поэтому при изменении дистанции  $a_{p-p}$  в пределах (2... 20 м)  $D_{обн}$  будет изменяться в пределах 2... 90 км;
- при  $N^P = 24$  ракеты и  $a_{p-p} = 9$  м (исследуемый случай), то  $D_{обн} = 20,63$  км ;
- из-за системы применяемых критериев вероятности столкновения ракет, предельных значений максимальных перегрузок УРВВ минимально возможное расстояние будет составлять 6 м.



14. Панель для показа минимального расстояния ( $D_{\text{ропуск}}$ ), на котором ракеты отделяются от строя и переходят в режим самонаведения.  $D_{\text{обн}}$  – это расстояние, на котором цель радиолокационными средствами может раздельно обнаруживать ракеты.

Из зависимости (2) и Рисунка 7 можно получить значения расстояний для ГВЦ, состоящей из 2 больших и 8 малых целей (исследуемый случай).

В Таблице показана зависимость дальностей обнаружения и роспуска строя ракет от расстояния между ракетами в строю.

Таблица 1

**Зависимость дальностей обнаружения и роспуска строя ракет от расстояния между ракетами в строю**

$a_{p-p}, \text{м}$	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
$D_{\text{обн}}, \text{км}$	11,46	13,75	16,04	18,33	20,63	22,92	25,21	27,50	29,79	32,09	34,88
$D_{\text{ропуск}}, \text{км}$	10,24	12,73	15,17	17,57	19,95	22,31	24,65	26,99	29,32	31,65	33,97

**Экран вывода**

15. Экран, показывающий реальное время в секундах, начиная с момента запуска ракеты.

16. Экран, показывающий скорость ракеты в каждый момент времени.

17. Экран, показывающий расстояние до цели в каждый момент времени.

18. Экран, на котором в реальном времени отображается движение целей и ракет по координатам  $x, y, z$ .

19. Экран приоритетности цели.

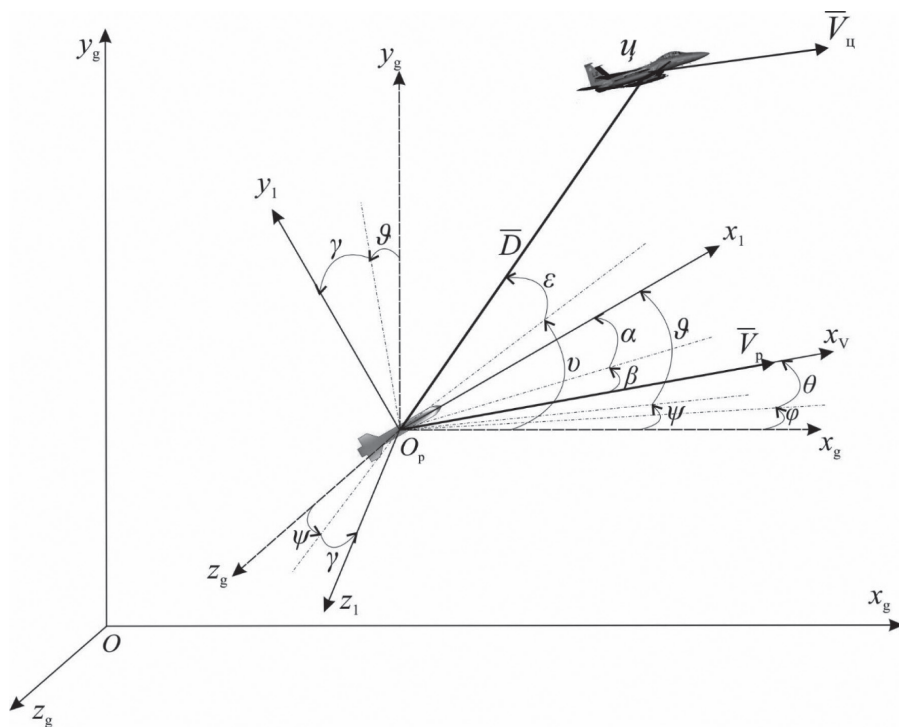
20. Экран, показывающий отклонение рулей управления ведущей ракеты  $\delta_\theta, \delta_\psi$  в вертикальном и горизонтальном каналах управления [6]:

$$\begin{aligned} \delta_\theta &= F_1(P) \left[ K_1(H, T) \dot{\varepsilon} + K_2(H, T) \ddot{\mathcal{Q}} + K_3(H, T) n_{p,\theta} \right]; \\ \delta_\psi &= F_2(P) \left[ K_1(H, T) \dot{\nu} + K_2(H, T) \ddot{\psi} + K_3(H, T) n_{p,\psi} \right], \end{aligned} \quad (3)$$

где  $F_1(P), F_2(P)$  – функции передачи контуров управления;  $\varepsilon, \nu$  – углы между линией визирования и плоскостью  $OX_g Z_g$  и  $OX_g Y_g$  соответственно;  $\dot{\varepsilon}, \dot{\nu}$  – проекции угловой скорости линии визирования в вышеуказанных плоскостях;  $\mathcal{Q}$  – угол тангажа;  $\psi$  – угол рыскания;  $\ddot{\mathcal{Q}}, \ddot{\psi}$  – угловое ускорение вращения ракеты в двух каналах наведения;  $n_\theta, n_\psi$  – перегрузки по двум каналам наведения;  $K_1, K_2, K_3$  – коэффициенты передачи контуров управления.

На Рисунке 8 приведена обобщенная типовая схема относительного движения ракеты и цели.

На Рисунке 8 использованы следующие обозначения:  $H$  – высота полета;  $T$  – время моделирования (время полета ракет);  $OX_g Y_g Z_g$  – неподвижная невращающаяся система координат, в которой ось  $OX_g$  находится в горизонтальной плоскости по предполагаемому направлению полета ракеты,  $OY_g$  – в вертикальной плоскости.



**Рисунок 8.** Относительное движение ракеты и цели

21. Панель выбора минимального расстояния между ракетами в строю, которое определяется опасностью столкновения ракет друг с другом и максимальной перегрузкой ракеты.

Перегрузка зависит от горизонтальной и вертикальной проекций скорости ракеты  $V_{p-g}, V_{p-z}$ , углов  $\theta, \varphi$  (см. Рисунок 8) и угловых скоростей вращения вектора скорости ракеты  $\dot{\theta}, \dot{\varphi}$  [6]:

$$\begin{aligned} n_{p-g} &= V_{p-g} \frac{\dot{\theta}}{g} + \cos\theta; \\ n_{p-z} &= V_{p-z} \frac{\dot{\varphi}}{g} + \cos\varphi; \\ n_p &= \sqrt{(n_{p-g})^2 + (n_{p-z})^2}, \end{aligned} \tag{4}$$

где  $n_{p-g}, n_{p-z}$  – требуемая перегрузка в вертикальной горизонтальной плоскостях;  $n_p$  – общая требуемая перегрузка.

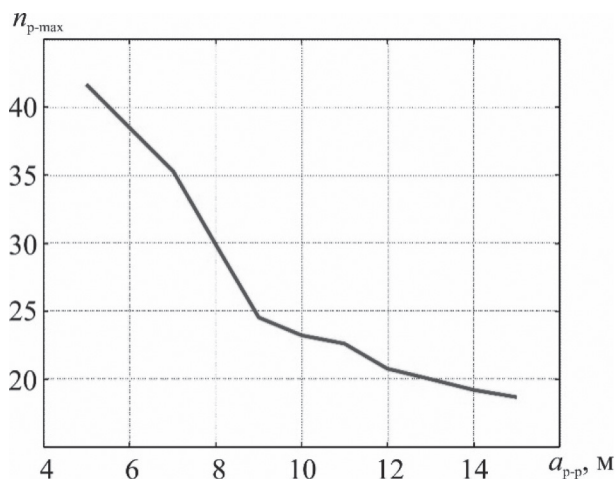
Зависимость (4) показывает, что перегрузка возрастает с увеличением углов  $\theta, \varphi$ , а эти углы связаны с координатами ГВЦ и УРВВ, значит, и с расстоянием  $D_{\text{ростпуск}}$ , то есть чем больше  $D_{\text{ростпуск}}$ , тем меньше углы  $\theta, \varphi$ , соответственно, перегрузка меньше. С другой стороны, значение  $D_{\text{ростпуск}}$  должно быть как можно меньше, чтобы цель не успела защититься.

В Таблице 2 и на Рисунке 9 показана зависимость максимальной требуемой перегрузки от расстояния между ракетами в строю.

Таблица 2

**Зависимость максимальной требуемой перегрузки от расстояния между ракетами в строю**

$a_{p-p}, \text{м}$	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
$n_{p \max}$	41,86	38,49	35,31	29,84	24,51	23,24	22,61	20,74	20,01	19,23	18,66

**Рисунок 9.** Зависимость требуемой перегрузки от расстояния между ракетами

При уменьшении расстояния между ракетами требуемая перегрузка увеличивается.

Оптимальное значение расстояния между ракетами есть величина, удовлетворяющая двум условиям:

- расстояние между ракетами должно быть как можно меньше (это связано с тем, что чем меньше расстояние между ракетами, тем меньше площадь поверхности строя, а значит, тем сложнее цели будет его обнаружить);
- максимальная перегрузка не должна превышать предельно допустимого значения (на пример, 35 ед.).

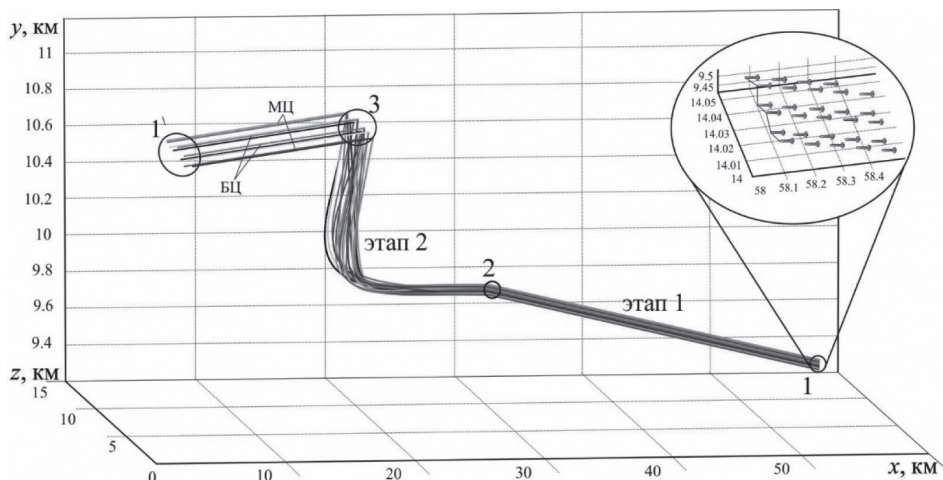
Из Таблицы 1 и Рисунка 7 следует, что расстояние между ракетами, удовлетворяющее этим условиям, составляет 9 м.

Программа моделирования снабжена интегрированной базой данных по различным характеристикам ГВЦ и количеству целей в них, что позволяет автоматически выбирать оптимальное расстояние между ракетами.

*Результаты моделирования полета УРВВ до встречи с ГВЦ*

На Рисунке 10 показан трехкоординатный график полета ракет и целей в процессе моделирования.

В начале моделирования ГВЦ находятся в точке  $1'$ , движется предполагаемым прямолинейным движением с известной скоростью. Ракетная группа в виде строя (расстояние между двумя соседними ракетами 9 м) находится в точке 1; в этот момент ведущий самолет передает информацию о цели ведущей ракете.



**Рисунок 10.** Траектория движения ракет и целей: 1 – точка окончания формирования строя ракет; 1' – точка положения целей в момент начала моделирования; 2 – точка начала индивидуального самонаведения ракет; 3 – точка встречи ракет с целями

Ракеты будут лететь до момента встречи с целью в два этапа.

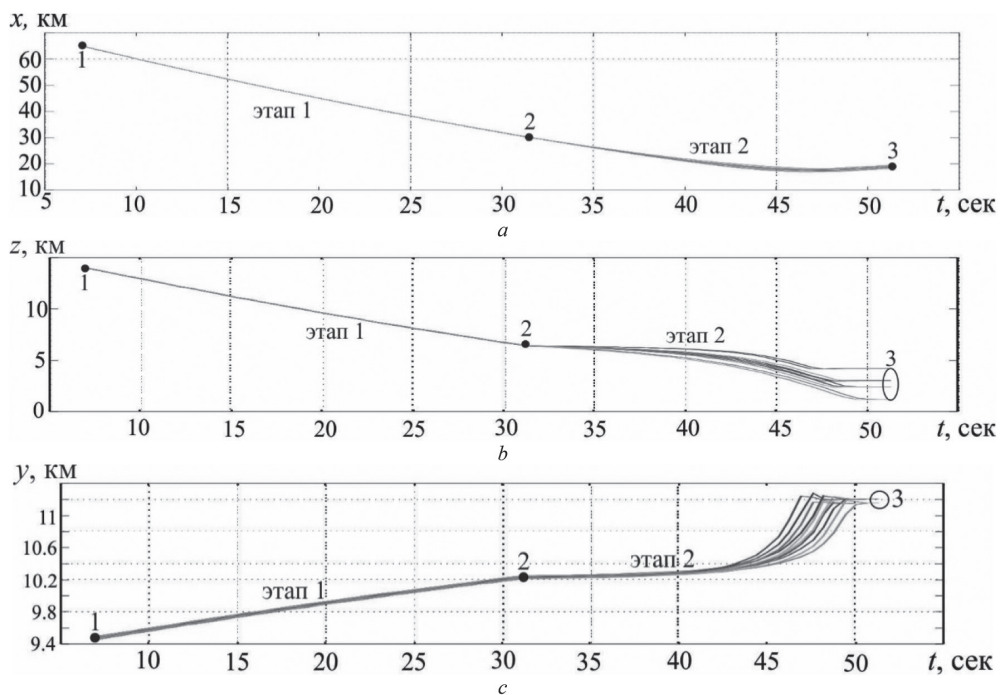
Этап 1. ракеты преодолевают траекторию на основе информации, полученной от цели, в сторону целевой области до достижения точки 2. На этом этапе ракеты сохраняют небольшое расстояние друг от друга. Это расстояние будет меньше способности радаров различать цели, значит, цель не сможет обнаружить ракеты, обеспечив безопасный подход к району цели. На этом этапе ведущая ракета в каждый момент времени проводит целераспределение с учетом многофакторной опасности, выдает каждой из ракет группы координаты назначенной ей цели и просит захватить только эту цель. Поэтому можно сказать, что задача ракет в группе (кроме ведущей ракеты) помимо поддержания дистанции между соседними ракетами состоит только в визуальном преследовании одной цели, определяемой ведущей ракетой.

Этап 2. При достижении ракетами точки, близкой к цели (точка 2), этап скрытого сближения с целью заканчивается, и ведущая ракета по системе наведения, используемой в ракете, дает команду ракетам направиться к цели, предназначенной для каждой из ракет. В этот момент ГВЦ будет знать о наличии ракет, но у нее не будет достаточно времени на множество вариантов защиты, это обеспечит выход ракет в точку встречи (точка 3) с высокой вероятностью.

На Рисунке 11 показано изменение координат ракет от времени.

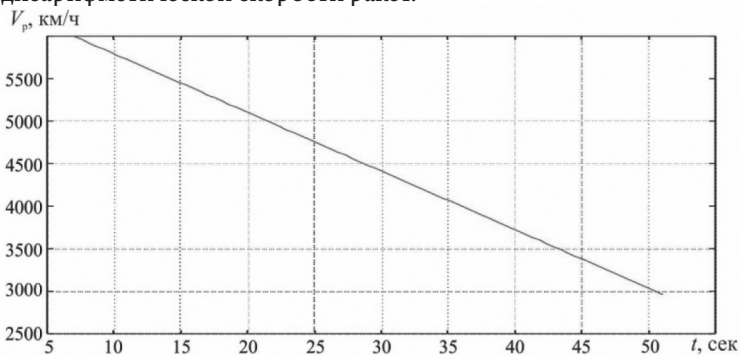
В начальный момент  $x=65$  км,  $y=9,5$  км,  $z=14$  км. В конце моделирования  $x=[18,26-19,46]$  км (см. Рисунок 11, а),  $z=[1,2-4,2]$  км (см. Рисунок 11, б),  $y=[11,16-11,21]$  км (см. Рисунок 11, с).

В дополнение к интерактивному процессу, который показывает относительное движение ракет и целей, их приоритетность, наклон рулей управления ведущей ракеты, помимо панелей, отображающих дистанцию между ракетами в строю, минимальное расстояние, на котором ракеты отделяются от строя и переходят на самонаведение, количество ракет и целей, получены также следующие результаты.



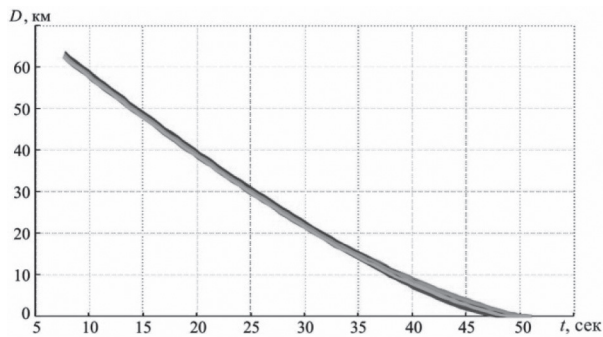
**Рисунок 11.** Изменение координат ракет от времени:  $a$  – координаты  $x$ ;  $b$  – координаты  $z$ ;  $c$  – координат  $y$

**Изменение средней скорости ракет, дальности до цели, скорости сближения и курсового угла цели во времени.** На Рисунке 12 изображен график, показывающий изменение среднеарифметической скорости ракет.



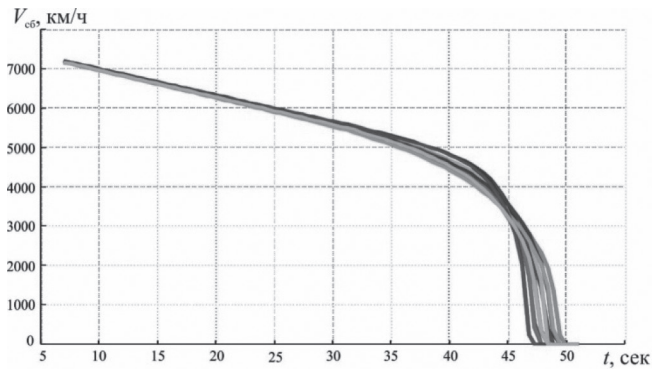
**Рисунок 12.** Изменение среднеарифметической скорости ракет от времени

На Рисунке 13 показано изменение дальности между ракетами и целями от времени.



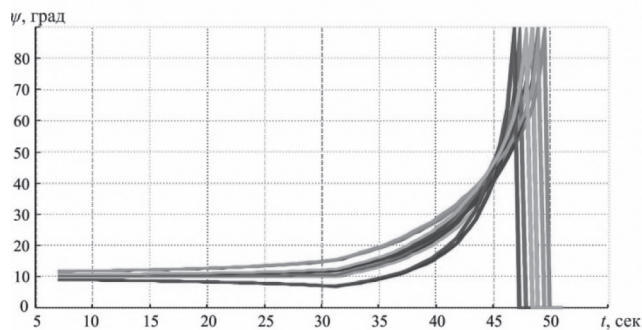
**Рисунок 13.** Изменение дальности между ракетами и целями от времени

На Рисунке 14 показано изменение скорости сближения от времени.



**Рисунок 14.** Изменение скорости сближения от времени

На Рисунке 15 изображен график, показывающий значение курсовых углов между ракетами и целями и в каждый момент времени в процессе моделирования.

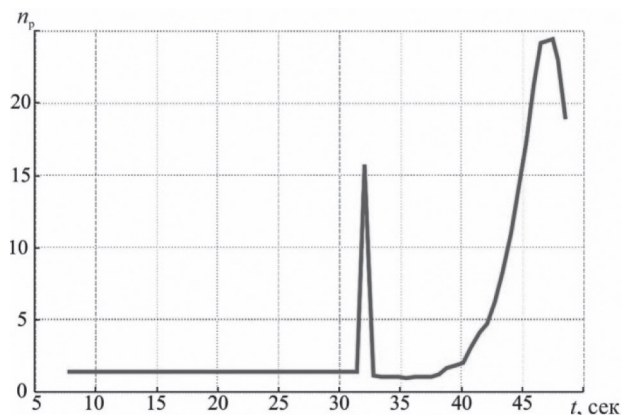


**Рисунок 15.** Изменение курсовых углов от времени

**Изменение перегрузки и углов отклонения рулей во времени** На Рисунке 16 изображен график, показывающий изменение потребной перегрузки ведущей ракеты.

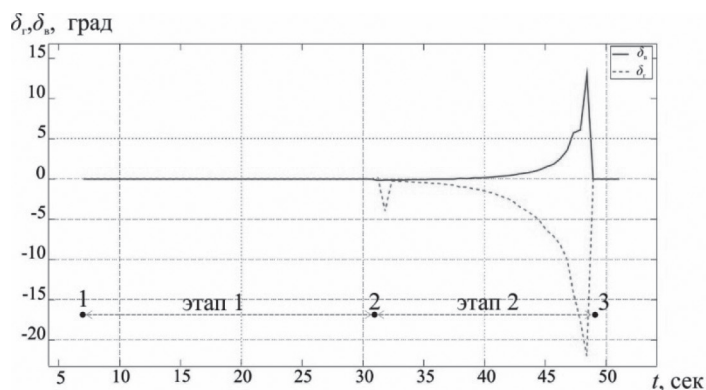


Первый скачок перегрузки происходит в момент перехода ракеты на самонаведение ( $t = 32,1 \text{ с}, n = 15,8 \text{ ед.}$ ) и максимального значения достигает в момент ( $t = 47,2 \text{ с}, n = 24,51 \text{ ед.}$ ).



**Рисунок 16.** Потребная перегрузка ведущей ракеты

На Рисунке 17 показаны углы отклонения рулей управления от времени моделирования. Сплошная линия представляет угол наклона руля для вертикального канала, пунктирная – для горизонтального канала.



**Рисунок 17.** Углы отклонения рулей управления

Отклонения начинают увеличиваться на 31,8 с и достигают максимального значения  $22^\circ$  для горизонтального канала и  $13,1^\circ$  для вертикального канала на 48,4 с в момент окончания наведения.

#### Матрица, состоящая из 12 элементов

1. Вид целераспределения: если (1) – целераспределение по степени многофакторной опасности, если (0) – только по дальности.
2. Метод наведения ракеты: если (1) – прямого наведения, (0) – параллельного сближения.
3. Количество БЦ, присутствующих в ГВЦ.
4. Количество МЦ, присутствующих в ГВЦ.

5. Количество ракет, необходимых для поражения целей.
6. Минимальное возможное расстояние между ракетами в строю.
7. Время моделирования.
8. Минимальная скорость ракеты в момент столкновения с целью.
9. Максимальное расстояние, за которое ракеты долетят до цели.
10. Максимальная дальность полета цели, с момента начала наведения на нее ракеты и до момента их встречи.
11. Вероятность поражения наиболее опасной цели в составе ГВЦ.
12. Максимальная требуемая перегрузка ракеты.

Результаты моделирования для двух случаев целераспределения методом прямого наведения:

$$R_1 = [1 \ 1 \ 2 \ 8 \ 24 \ 9 \ 51,1 \ 2961 \ 52,1 \ 15,8 \ 0,9919 \ 24,51];$$

$$R_2 = [0 \ 1 \ 2 \ 8 \ 30 \ 9 \ 60,8 \ 2292 \ 52,7 \ 19,2 \ 0,91 \ 16,8].$$

Количество БЦ – 2, МЦ – 8.

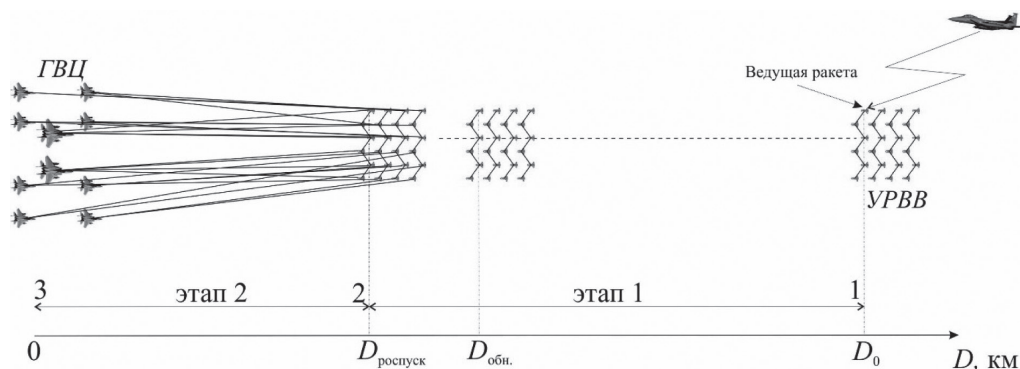
Полученная в результате моделирования вероятность поражения БЦ составляет 0,9919, МЦ – 0,91.

Рациональное с точки зрения безопасности группового полета ракет расстояние между ракетами в строю должно составлять 9 м по фронту и 9 м по высоте (см. Рисунок 6).

Расстояние до ГВЦ в начале моделирования  $D_0 = 63$  км.

Расстояние до ГВЦ, на котором цель может обнаружить группу ракет,  $D_{обн.} = 20,63$  км.

Расстояние до ГВЦ, когда происходит роспуск строя (ракеты в строю обнаруживаются РАС как элементарные цели),  $D_{роспуск} = 19,95$  км (см. Таблицу 1 и Рисунок 18).



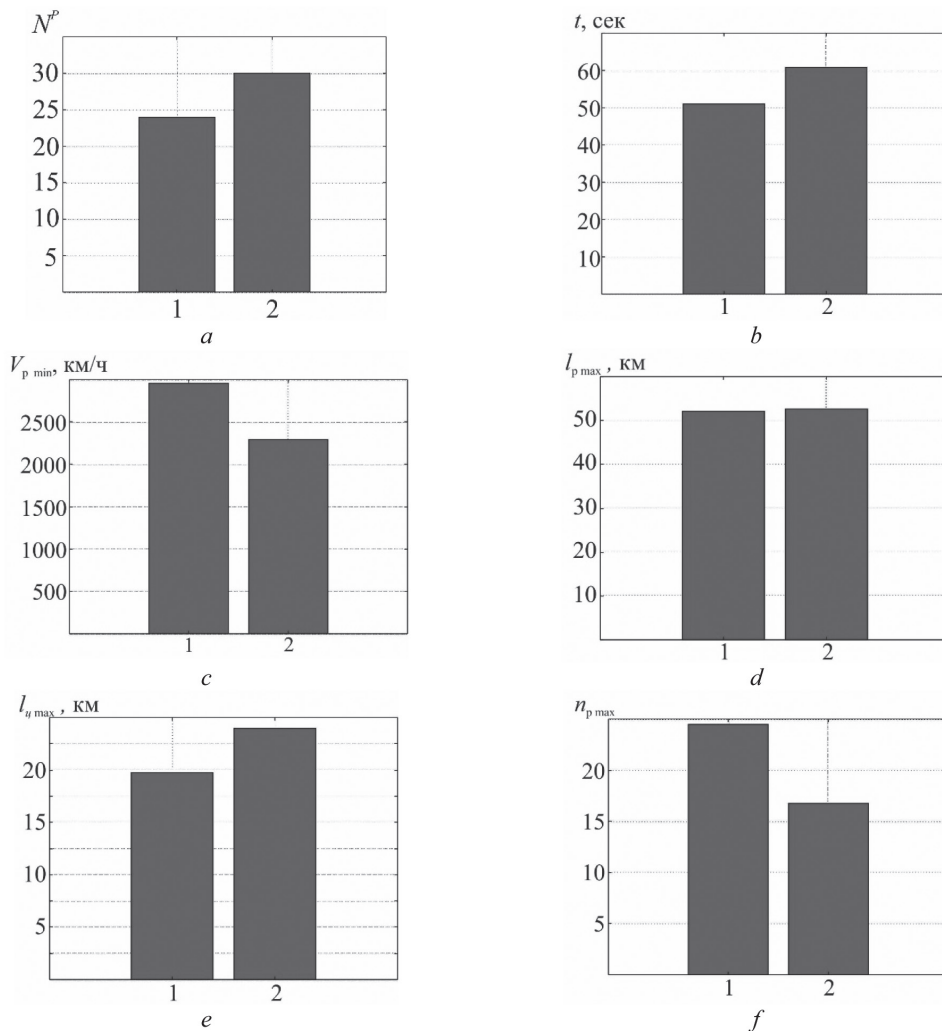
**Рисунок 18.** Схема взаимодействия УРВВ с ГВЦ

Для обеспечения поражения всей группы воздушных целей с заданной вероятностью  $P_{зад} = 0,8$  необходимо в первом случае (по критерию многофакторной опасности) пустить 24 ракеты, во втором случае (по дальности) – 30 ракет (см. Рисунок 19, а), что, несомненно, превышает потребный наряд ракет по уничтожению ГВЦ.

Результат моделирования показывает, что время от момента пуска ракет до поражения всех целей в первом случае составляет 51,1 с, во втором – 60,8 с (см. Рисунок 19, б).

Когда наведение осуществляется по критерию многофакторной опасности, ракеты на начальном этапе преодолевают траекторию в направлении возможного района простран-

ственного движения цели путем прогнозирования, оценки и коррекции параметров движения в информационно-управляющей подсистеме системы управления, что уменьшает дальность и, следовательно, время полета к цели.



**Рисунок 19.** Сравнение результатов моделирования: зависимость количества ракет от метода наведения: 1 – по многофакторной опасности, 2 – наведения только по дальности (а); зависимость времени полета ракеты от метода наведения: 1 – по многофакторной опасности, 2 – наведение только по дальности (б); зависимость минимальной скорости ракеты в точке встречи с целью от метода наведения: 1 – по многофакторной опасности, 2 – наведения только по дальности (с); зависимость максимального расстояния до цели, которое преодолевают ракеты, от метода наведения: 1 – по многофакторной опасности, 2 – наведения только по дальности (д); зависимость максимальной дальности полета цели от метода наведения: 1 – по многофакторной опасности, 2 – наведения только по дальности (е); зависимость максимальной требуемой перегрузки ракеты от метода наведения: 1 – по многофакторной опасности, 2 – наведения только по дальности (ф)

## Моделирование процесса наведения управляемых авиационных ракет ...

Минимальная скорость ракеты в точке встречи с целью в первом случае составляет 2961 км/ч, во втором – 2292 км/ч (см. Рисунок 19, *c*). Это связано с тем, что время полета ракеты в первом случае (наведение по многофакторной опасности) меньше, чем во втором (наведение только по дальности).

Максимальное расстояние, пролетаемое ракетами в первом случае, составляет 52,1 км, во втором – 52,7 км (см. Рисунок 19, *d*). Эти расстояния ракета преодолевает за время  $t = 51,1$  с и  $t = 66,5$  с соответственно.

Расстояние, пролетаемое ГВЦ с момента пуска первой ракеты до момента полного уничтожения ГВЦ последней ракетой, составляет 15,8 км в первом случае и 19,2 км – во втором (см. Рисунок 19, *e*).

Максимальная требуемая перегрузка в первом случае составляет 24,51, во втором – 16,8 (см. Рисунок 19, *f*), то есть в допустимых пределах.

Таким образом, сравнение результатов для двух случаев целераспределения показывает, что предпочтительнее вариант, учитывающий многофакторную опасность.

*Выводы*

Предложенный алгоритм моделирования наведения УРВВ на ГВЦ в реальном времени позволяет:

- определить необходимое количество ракет для уничтожения ГВЦ с заданной вероятностью;
- провести целераспределение с учетом многофакторной опасности;
- рассчитать параметры полета ракет и целей в любой момент времени: координаты ракет и целей в подвижной невращающейся и связанной системах координат  $(X_{pg}, Y_{pg}, Z_{pg})$ ,  $(X_{p1}, Y_{p1}, Z_{p1})$ ,  $(X_{цг}, Y_{цг}, Z_{цг})$ ,  $(X_{ц1}, Y_{ц1}, Z_{ц1})$ ; скорости ракет и целей  $(V_p, V_{ц})$ ; скорости сближения ракеты с целью  $(V_{pц})$ ; потребной перегрузки  $(n_p)$ ; расстояния между ракетами и целями  $(D)$ ; углы отклонения рулей управления  $(\delta_a, \delta_z)$  и др.

Моделирование дальнего группового воздушного боя позволяет отслеживать изменение вышеуказанных параметров от момента пуска ракет до момента их встречи с определенными воздушными целями.

Таким образом, из результатов моделирования следует, что предлагаемый способ обеспечивает подлет УРВВ, не заметный для радиолокационных систем самолетов противника, и внезапную атаку групповой воздушной цели ракетами, реализующими различные методы наведения.

*Литература*

1. Балык О.А. Проблемы внедрения моделирования в процесс испытаний авиационной техники // Моделирование авиационных систем: тезисы докладов IV Всероссийской научно-технической конференции (Москва, 26–27 ноября 2020 г.). С. 10–11.
2. Беккенбах Э.Ф. Современная математика для инженеров. М.: 2012. 500 с. ISBN 978-5-458-28998-6
3. Дьяконов В.П. МАТЛАБ. Полный самоучитель. М.: Пресс, 2012. 768 с.
4. Метод повышения живучести группировки управляемых средств поражения с помощью интегрированного ранжирования и целераспределения систем радиотехнической защиты / Е.М. Воронов, В.А. Ефремов, С.И. Сычев, Н.В. Хамаев, В.Н. Ботнев // Морская радиоэлектроника. 2015. № 2 (52). С. 26–30.

5. Саати Т. Принятие решений метод анализа иерархий. М.: Радио и связь, 1993. С. 83–110.
6. Саман С.Н. Управляемые воздушные ракеты: учебное пособие. Алеппо, 2007. С. 177–236.
7. Управляемые авиационные ракеты / С.Т. Балаян, Ф.М. Вытришко, А.В. Емельянов, П.В. Шутов. Воронеж: ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2019. С. 13–14, 68–85.

### References

1. Balyk O.A. (2020) *Problemy vnedreniya modelirovaniya v protsess ispytaniy aviatsionnoi tekhniki // Modelirovanie aviatsionnykh sistem: tezisy dokladov IV Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii (Moskva, 26–27 noyabrya 2020 g.)* [Problems of implementation of modeling in the process of testing aviation equipment: Proc. IV All-Russian scientific and technical conference “modeling of aviation systems” collection of abstracts (Moscow, November 26–27, 2020), pp. 10–11 (in Russian)].
2. Beckenbach E.F. (2012) *Sovremennaya matematika dlya inzhenerov* [Modern mathematics for engineers]. Moscow, 500 p. (in Russian). ISBN 978-5-458-28998-6.
3. Dyakonov V.P. (2012) *MATLAB. Polnyi samouchitel'* [MATLAB. Complete tutorial]. Moscow, DMK Press, 768 p. (in Russian).
4. Voronov E.M., Efremov V.A., Sychev S.I., Khamaev N.V., Botnev V.N., (2015) *Metod povysheniya zhivuchesti gruppirovki upravlyaemykh sredstv porazheniya s pomoshch'yu integrirovannogo ranzhirovaniya i tseleraspredeleniya sistem radiotekhnicheskoi zashchity* [A method for increasing the survivability of a group of controlled weapons using integrated ranging and target distribution of radio protection systems]. *Morskaya radioelektronika*, No. 2 (52), pp. 26–30 (in Russian).
5. Saati T. (1993) *Prinyatie reshenii metod analiza ierarkhii* [Decision making method of analysis of hierarchies]. Moscow, Radio i svyaz' Publishing, pp. 83–110 (in Russian).
6. Saman S.N. (2007) *Upravlyaemye vozdushnye rakety* [Guided air missiles]. Aleppo, pp. 177–236 (in Russian).
7. Balanyan S.T., Vytrishko F.M., Emelyanov A.V., Shutov P.V. (2019) *Upravlyaemye aviatsionnye rakety* [Guided aircraft missiles]. Voronezh, Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, pp. 13–14, 68–85 (in Russian).