

УДК 62–50:378

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ В ТОЧКЕ ВСТРЕЧИ С ЦЕЛЮ

А. Н. Федосов, А. Н. Володин

Академия ВМС имени П. С. Нахимова
ул. Дыбенко, 1А, Севастополь, 99011, Украина.

Приводятся результаты по уточнению моделей в методе вычислительных экспериментов для определения летно-технических характеристик твердотопливной зенитной управляемой ракеты при наведении на низколетящую цель на основе использования математического имитационного моделирования адаптивного метода подрыва боевой части зенитной управляемой ракеты у цели. Путем проведения численного эксперимента на основе имитационного моделирования с использованием разработанных моделей определены законы распределения параметров, характеризующие положение центра масс зенитной управляемой ракеты и ее углового положения в точке встречи с целью. Определены величины значения математических ожиданий угла наклона траектории зенитной управляемой ракеты в точке встречи с целью, приведен алгоритм математического моделирования определения летно-технических характеристик ракет.

Ключевые слова: математическое имитационное моделирование, летно-технические характеристики, зенитная управляемая ракета

МОДЕЛЮВАННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗЕНІТНОЇ КЕРОВАНОЇ РАКЕТИ В ТОЧЦІ ЗУСТРІЧІ З ЦІЛЛЮ

А. М. Федосов, А. М. Володін

Академія ВМС імені П.С. Нахімова
вул. Дибенка 1А, Севастопіль, 990111, Україна.

Доводяться результати з уточнення моделей в методі обчислювальних експериментів для визначення льотно-технічних характеристик твердотопливної зенітної керованої ракети при наведенні на ціль, яка летить низько, на основі використання математичного імітаційного моделювання адаптивного методу підриву бойової частини зенітної керованої ракети у ціль. Шляхом проведення чисельного експерименту на основі імітаційного моделювання з використанням розроблених моделей визначені закони розподілу параметрів, що характеризують положення центру мас зенітної керованої ракети і її кутового положення в точці зустрічі з ціллю. Визначені величини значення математичних очікувань кута нахилу траєкторії зенітної керованої ракети в точці зустрічі з ціллю, наведений алгоритм математичного моделювання визначення льотно-технічних характеристик ракет.

Ключові слова: математичне імітаційне моделювання, льотно-технічні характеристики, зенітна керована ракета.

АКТУАЛЬНОСТЬ РАБОТЫ. Определение траекторных параметров движения ракеты необходимо для решения главной задачи – задачи встречи ракеты с целью [1, 2].

В процессе полета на ракету воздействует большее количество факторов (погодные, изменения массы ракеты в полете, траекторные, связанные с работой двигателя, обтеканием воздушным потоком планера ракеты, управляемостью, устойчивостью и маневренностью). Кроме этого, полет сопровождается случайными возмущениями на систему управления ракетой и сопровождается ошибками, которые связаны с работой самой системы управления. Их учет достаточно сложен, поэтому типовые методики определения летно-технических характеристик ракеты построены в предположении, что полет ракеты происходит по требуемой траектории в установленном режиме [3, 4].

Экспериментальное определение аэродинамических характеристик ракет, высотно-скоростных характеристик реактивных двигателей в широком диапазоне чисел M и высот полета связано с созданием сложных и очень энергоемких аэродинамических труб [3, 4]. Поэтому в современных методиках для определения летно-технических характеристик ракет широкое применение нашло математическое моделирование полета ракеты к цели.

В ходе моделирования решается прямая задача: при известных массогабаритных и конструктивных

параметрах ракеты и при определенных заданных метеоусловиях определяются аэродинамические характеристики планера, тяговые характеристики двигательной установки и летно-технические характеристики ракеты в заданных условиях полета [4, 5].

Используемые при моделировании модели для определения летно-технических характеристик ракеты являются приближенными, т.к. все физические процессы, происходящие при полете ракеты, математически точно описать невозможно. Однако применяемые математические модели с достаточной степенью точности в практическом плане определяют летно-технические характеристики ракеты [3, 4].

Точка встречи ракеты с целью происходит в картинной плоскости, где величина разностной дальности между ракетой и целью равна нулю. В соответствии с [1, 2] величина промаха определяется эллипсом рассеивания, приведенным на рис.1, и описывается нормальным случайным законом распределения, плотность вероятности которого имеет вид:

$$f(y) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(y-y_0)^2}{2\sigma^2}}, \quad (1)$$

где y_0 – математическое ожидание случайной величины; σ – средняя квадратическая ошибка случайной величины.

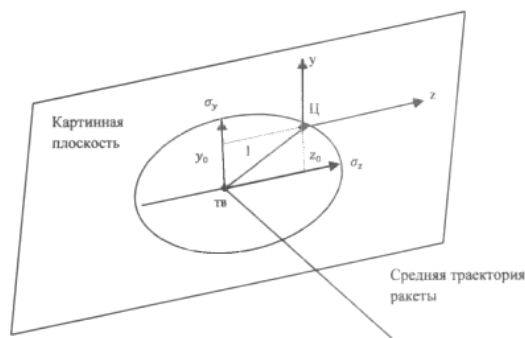


Рисунок 1 – Картинная плоскость, в которой находится эллипс рассеивания точки встречи ракеты с целью

В существующих методиках [3, 4] при определении летно-технических характеристик зенитных управляемых ракет не учитывались ошибки, возникающие при определении угла места ракеты и угла места цели, а также ошибки, связанные с переходными процессами в контуре управления полетом ракеты и их влияния на устойчивость полета ракеты.

Целью работы является доведение результатов по уточнению моделей в методе вычислительных экспериментов для определения летно-технических характеристик твердотопливной зенитной управляемой ракеты при наведении на низколетящую цель на основе использования математического имитационного моделирования адаптивного метода подрыва боевой части зенитной управляемой ракеты у цели.

МАТЕРИАЛ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ. Моделирование проводится с целью определения статических параметров характеризующих положение центра масс зенитной управляемой ракеты и ее углового положения в точке встречи с целью.

При моделировании задаются: характеристики атмосферы, аэродинамические характеристики ракеты, высотно-скоростные характеристики двигательной установки и летные характеристики ракеты.

В модуле характеристик атмосферы задаются: температура T_0 и давление воздуха на уровне моря p_0 , закон изменения температуры по высоте (известны географический район и время года).

В модуле аэродинамических характеристик ракеты задаются: удлинение консолей крыла $\lambda_{кс}$, угол стреловидности передней кромки χ_0 , угол стреловидности задней кромки χ_3 , относительная толщина профиля \bar{c} , координата максимальной толщины профиля \bar{x}_c , коэффициент формы профиля k , удлинение корпуса λ_k , удлинение носовой части $\lambda_{нч}$, удлинение хвостовой части $\lambda_{хч}$, относительный диаметр донного среза $\bar{d}_д$, длина корпуса l_k , относительный диаметр донного сопла $\bar{d}_с$, число пар консолей z , относительный размах крыла \bar{l} , относительная площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{ГО}$, относительная площадь вертикального оперения $\bar{S}_{во}$, условная плотность компоновки $\rho_{ср}$.

В модуле высотно-скоростные характеристики двигательной установки задаются: начальная тяга стартовых двигателей $P_{сд}^H$, стартовому весу ракеты G_H , начальная тяга маршевого двигателя $P_{мд}^H$, масса топлива стартовых двигателей $m_{ТСД}$, начальная масса ракеты m_n , масса топлива маршевой двигательной установки $m_{МСД}$.

В модуле летные характеристики ракеты задаются: начальный угол места цели $\varepsilon_{ц}$, начальная горизонтальная дальность до цели $d_{ц}$, метод наведения, отношение начальной тяги стартовых двигателей к стартовому весу ракеты, или относительная

тяга стартового двигателя $\overline{P_{сд}^H} = \frac{P_{сд}^H}{G_M}$, отношение

начальной тяги маршевого двигателя к начальному весу ракеты, или относительная тяга маршевого

двигателя $\overline{P_{мд}^H} = \frac{P_{мд}^H}{G_M}$, отношение массы топлива

стартовых двигателей к стартовой массе летательного аппарата, или относительная масса топлива стар-

тового двигателя $\overline{m_{ТСД}} = \frac{m_{ТСД}}{m_M}$, отношение массы

топлива маршевой двигательной установки к начальной массе весу летательного аппарата, или относительная масса топлива маршевого двигателя

$\overline{m_{МСД}} = \frac{m_{МСД}}{m_M}$, отношение начального веса лета-

тельного аппарата к площади крыла, или начальная

удельная нагрузка на крыло $P_{кр}^H = \frac{G}{S}$, отношение

начальной тяги маршевого двигателя к секунднему расходу топлива маршевого двигателя в начале полета ракеты, или начальная удельная тяга (по расхо-

ду топлива) маршевого двигателя $P_{удмд}^H = \frac{P_{мд}^H}{m_{\dot{c}}}$.

В процессе моделирования решается следующая система дифференциальных уравнений первого и второго порядков, в которую входят следующие системы уравнений и математических зависимостей:

1) уравнения сил, что действуют на ракету

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\frac{P_{мд}^H}{1 - m} - \sin \theta \right), \quad (2)$$

где V – скорость ракеты; t – текущее время полета; g – сила тяжести; $P_{мд}^H$ – сила тяги маршевого двигателя; X – сила лобового сопротивления; θ – угол наклона траектории; m – масса топлива.

2) Уравнение ускорения по нормали к траектории

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{ya}^{\alpha} \alpha + \cos \theta), \quad (3)$$

где n_{ya}^{α} – требуемая перегрузка по углу атаки; α – угол атаки.

$$\frac{dm}{dt} = g \frac{\overline{P_{мд}^H}}{P_{удмд}^H}, \quad (4)$$

где m_T – масса топлива сгоревшего за текущее время полета ракеты, $P_{yDMД}$ – удельная тяга маршевого двигателя (по расходу топлива).

3) Кинематические уравнения движения центра масс

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \quad (5)$$

где H – текущая высота полета ракеты.

$$\frac{dD_x}{dt} = V \cos \theta, \quad (6)$$

где D_x – текущая горизонтальная дальность до ракеты.

$$r = \sqrt{D_x^2 + H^2}, \quad (7)$$

где r – текущая наклонная дальность до ракеты.

$$\frac{dz}{dt} = V \sin(\theta - \varepsilon), \quad (8)$$

где ε – угол места ракеты.

$$\frac{dr}{dt} = V \cos(\theta - \varepsilon), \quad (9)$$

$$H = r \cdot \sin \theta, \quad (10)$$

4) Уравнения равновесия моментов

$$c_{ya}^\alpha (\overline{X}_F - \overline{X}_T) \alpha = c_{ya}^{\delta_o} (\overline{X}_F - \overline{X}_T) \delta_E, \quad (11)$$

где c_{ya}^α – производная по углу атаки от коэффициента подъемной силы; \overline{X}_F – относительная координата фокуса по углу атаки; \overline{X}_T – относительная координата фокуса по углу тангажа; $c_{ya}^{\delta_o}$ – производная по углу отклонения руля высоты от коэффициента подъемной силы; δ_E – угол отклонения руля высоты.

5) Математические зависимости геометрического соотношения углов:

$$\vartheta = \theta + \alpha, \quad (12)$$

где ϑ – угол тангажа ракеты.

6) Математическая зависимость для определения нормальной скоростной перегрузки, которая возникает при движении ракеты по кинематической траектории:

$$n_{ya} = n_{ya}^\alpha \cdot \alpha, \quad (13)$$

– с учетом требуемой перегрузки

$$n_{yaT} = \frac{V \theta_T}{g} + \cos \theta_T, \quad (14)$$

– с учетом расчетной (располагаемой) перегрузки:

$$n_{yaT} = \frac{\overline{P}_{MD} + \frac{c_{ya}^\alpha g}{P_{kp}^\mu}}{1 - m} = n_{ya}^\alpha \alpha_{mбал} \quad (15)$$



Рисунок 2 – Формализованная схема математического моделирования летно-технических характеристик ракет

7) Для определения ускорение изменения угла места цели применяется выражение

$$\ddot{\varepsilon}_u = \frac{V_u^2}{r_u^2} \sin 2\varepsilon_u, \quad (16)$$

где V_u – скорость цели; ε_u – угла места цели.

8) Для определения ускорения изменения дальности до цели применяется выражение

$$\ddot{r}_u = \frac{V_u^2}{r_u^2} \sin^2 \varepsilon_u. \quad (17)$$

9) Для определения ускорения изменения угла места требуемой траектории применяется выражение

$$\ddot{\varepsilon}_T = (1 - 2nr) \ddot{\varepsilon}_u, \quad (18)$$

где n – коэффициент определяющий величину угла упреждения вектора скорости при наведении.

10) Для определения ускорения изменения разностной дальности между ракетой и целью применяется выражение

$$\Delta \ddot{r}_u = \frac{V_u^2}{r_u^2} \sin^2 \varepsilon_u - V \cos \mu_T \ddot{\varepsilon}_T + V \sin \mu_T, \quad (19)$$

где μ – угол упреждения вектора скорости при наведении.

11) Для уточнения взаимного положения ракеты и цели в точке встречи в систему уравнений (2)–(20) дополнительно вводится закон определения абсолютной ошибки угла места цели и угла места ракеты, которые представлены формулами:

$$f(\Delta\varepsilon_u) = \frac{1}{\sigma_{\Delta\varepsilon_u} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\Delta\varepsilon_u - \overline{\Delta\varepsilon_u})^2}{2\sigma_{\Delta\varepsilon_u}^2}}, \quad (20)$$

где $\overline{\Delta\varepsilon_u}$ – математическое ожидание случайной величины абсолютной ошибки угла места цели; σ_{ε_u} – средняя квадратическая ошибка случайной величины абсолютной ошибки угла места цели.

$$f(\Delta\varepsilon_p) = \frac{1}{\sigma_{\Delta\varepsilon_p} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\Delta\varepsilon_p - \overline{\Delta\varepsilon_p})^2}{2\sigma_{\Delta\varepsilon_p}^2}}, \quad (21)$$

где $\overline{\Delta\varepsilon_p}$ – математическое ожидание случайной величины абсолютной ошибки угла места ракеты; σ_{ε_p} – средняя квадратическая ошибка случайной величины абсолютной ошибки угла места ракеты.

Рассмотренная система уравнений и математических зависимостей в явном виде не решается, поэтому ее решение возможно одним из методов численного интегрирования [4]. При моделировании для приближенного решения рассмотренной системы дифференциальных уравнений используется метод численного интегрирования Эйлера (для интегрирования уравнений первого и второго порядка), метод численного интегрирования Адамса-

Крылова (для интегрирования уравнений второго порядка).

В ходе моделирования летно-технических характеристик зенитной управляемой ракеты последовательно определяются:

1. Характеристики атмосферы – зависимости температуры, давления, вязкости воздуха от высоты.

2. Аэродинамические характеристики – зависимости коэффициентов аэродинамических сил от скорости и высоты.

3. Высотно-скоростные характеристики двигательной установки – зависимости лобовой тяги и удельного расхода топлива от скорости полета и высоты.

4. Летные характеристики летательного аппарата: – динамические характеристики – балансировки, устойчивости, управляемости, маневренности;

– траекторные характеристики – зависимости скорости, высоты, дальности полета от времени;

– диапазоны скоростей, высоты и дальностей полета по траекториям в заданных условиях применения.

Путем проведения численного эксперимента на основе имитационного моделирования с использованием разработанных моделей определяются законы распределения параметров, характеризующие положение центра масс зенитной управляемой ракеты и ее углового положения в точке встречи с целью. В частном случае определены величины значения математических ожиданий угла наклона траектории зенитной управляемой ракеты в точке встречи с целью [5].

На рис. 2 приведена формализованная схема математического моделирования летно-технических характеристик ракет, а на рис. 3 приведен алгоритм математического моделирования определения летно-технических характеристик ракет.

ВЫВОДЫ. В качестве случайного возбуждения при моделировании вводилась случайная ошибка системы управления полетом (в определение угла места зенитной управляемой ракеты и угла места цели формулы (21), (22)) и изучалось влияние их на характеристики траектории полета зенитной управляемой ракеты. Для определения статистических характеристик использовался метод Монте-Карло.

Получены значения параметров положения центра масс зенитной управляемой ракеты и его углового положения в точке встречи с целью позволяют оптимизировать обработку сигналов в системах позиционирования с целью повышения эффективности использования зенитной управляемой ракет при наведении на цель, летящую на гранично-малых высотах [6].

Целью дальнейшего исследования является: усовершенствование методики расчета эффективности применения зенитных управляемых ракет с использованием математических моделей, представленных в статье, и результатов имитационного моделирования.

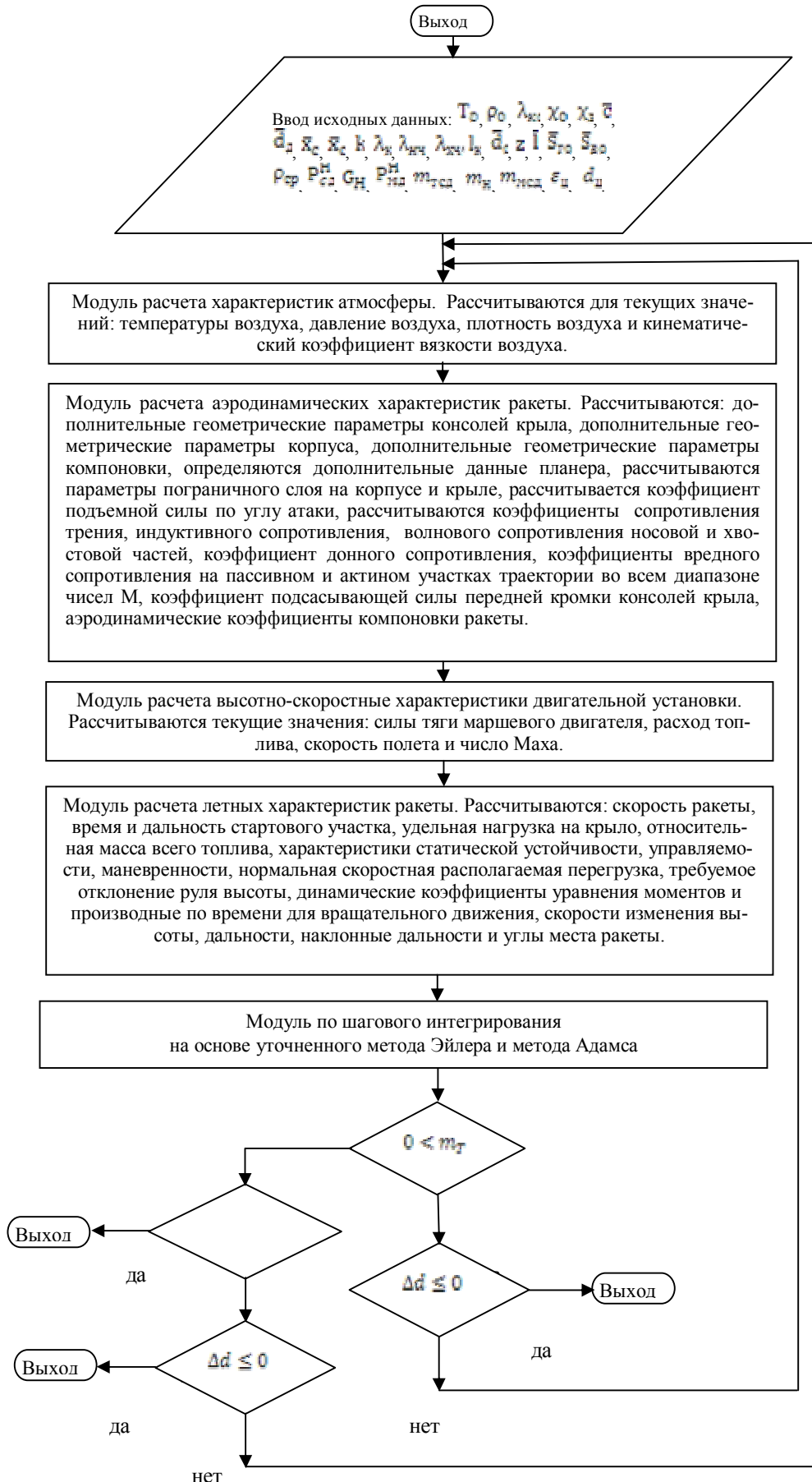


Рисунок 3 – Алгоритм моделирования определения летно-технических характеристик зенитной управляемой ракеты

ЛИТЕРАТУРА

1. Петухов С.И., Степанов А.Н. Эффективность ракетных средств ПВО. – М.: Военное издательство МО СССР, 1976. – 104 с.
2. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. – М.: Военное издательство, 1991. – 342 с.
3. Проектирование зенитных управляемых ракет / Под ред. И.С. Голубева, В.Г. Светлова. – М.: Издательство МАИ, 2001. – 730 с.
4. Котиков Е.П. Расчеты на ЭВМ при изучении летно-технических характеристик ракет. – Военно-морской флот, 1979. – 230 с.
5. Федосов А.Н., Володин А.Н. Усовершенствованный адаптивный метод подрыва боевой части зенитной управляемой ракеты у цели // Збірник наукових праць АВМС ім. П.С. Нахімова. – 2013. – № 1 (13).
6. Федосов А.Н., Володин А.Н. Обнаружение малоразмерной воздушной цели на фоне взволнованной морской поверхности // Збірник наукових праць АВМС ім. П.С.Нахімова. – 2012. – 4 (12). – С. 115–119.

SIMULATION OF THE FLIGHT PERFORMANCE of ANTI-AIRCRAFT GUIDED MISSILES AT THE FINAL INTERCEPTION POINT

A. Fedosov, A. Volodin

Navy Academy n. a. P.S. Nakhimov
vul. Dybenko, 1A, Sevastopol, 99011, Ukraine.

In the paper, the authors have presented the results on the corrected models used in the method of computational experiments to determine the flight performance of solid-fuel anti-aircraft guided missiles when homing on a low-flying target. The method is based on the mathematical simulation of the adaptive method of undermining of warhead of an anti-aircraft guided missile at targets. There were conducted the numerical experiments based on the simulations using the models developed, which allowed us defining the distributions of the parameters characterizing the center-of-gravity position of an anti-aircraft guided missile and its angular position at the final interception point. Within the research the values of mathematical expectations for the path angle of an anti-aircraft guided missile at the final interception point were determined, and the algorithm defining the mathematical modelling of the flight performance of the missiles was described.

Key words: mathematical simulation, flight performance, anti-aircraft guided missile.

REFERENCES

1. Petuhov, S.I., Stepanov, A.N. (1976), *Effektivnost raketnyih sredstv PVO* [The effectiveness of missile defense], Voennoe izdatelstvo MO USSR, Moscow, Russia.
2. Neupokoev, F.K. (1991), *Strelba zenitnyimi raketami* [Anti-aircraft missile firing], Voennoe izdatelstvo, Moscow, Russia.
3. Golubev, I.S., Svetlov, V.G. (2001), *Proektirovanie zenitnyih upravlyaemyih raket* [Design of anti-aircraft missiles], Izdatelstvo MAI, Moscow, Russia.
4. Kotikov, E.P. (1970), *Raschety na EVM pri izuchenii letno-tehnicheskikh harakteristik raket* [Computer calculations when studying the flight performance of missiles], Voenno-morskoy flot, Russia.
5. Fedosov, A.N., Volodin, A.N. (2013), “An improved adaptive method of detonation of the warhead of anti-aircraft guided missiles at targets”, *Coll. works of Navy Academy n.a. P.S.Nakhimova*, no.1 (13).
6. Fedosov A.N., Volodin A.N. (2012), “Detection of small air targets against the rough sea surface”, *Coll. works of Navy Academy n.a. P.S.Nakhimova*, no. 4(12), pp. 115–119.

Стаття надійшла 19.10.2013.