

УДК 623.618

## РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМОВ ОБНАРУЖЕНИЯ ФАКТА НАВЕДЕНИЯ САМОЛЕТА ПРОТИВНИКА НА АВИАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ПЕРЕХВАТА

А.В. ХИЖНЯК, А.С. ШЕИН

Военная академия Республики Беларусь  
Минск–57, 220057, Беларусь

Поступила в редакцию 26 сентября 2011

Предложена математическая имитационная модель процесса наведения самолета противника на авиационный комплекс перехвата, выполняющего перехват воздушной цели. Модель предназначена для оценки эффективности существующих и разработки новых алгоритмов обнаружения наведения самолета противника на авиационный комплекс перехвата. На основании имитационной модели разработан программный комплекс.

*Ключевые слова:* математическая имитационная модель, авиационная радиоэлектронная система управления, авиационный комплекс перехвата.

### Введение

Важной задачей, решаемой авиационным комплексом перехвата (далее – АКП) в процессе боевого функционирования, является обеспечение безопасности собственного полета. Значительная роль здесь отводится автоматизированной системе управления (далее – АСУ). На АСУ может быть возложено решение ряда задач обеспечения безопасности полета, рассмотренных в [1], решаемых как в мирное, так и военное время.

В сложных условиях боевой обстановки, особенно при использовании противником в налете самолетов типа AWACS, существенную опасность для АКП могут представлять самолеты противника, на которые данный АКП не наводится. Поэтому своевременное выявление таких самолетов и принятие решения по ним являются важными задачами обеспечения безопасности полетов [1].

Для оценки эффективности существующих и разработки новых алгоритмов определения опасности самолетов противника для АКП необходим инструмент, который позволит произвести анализ исследуемого процесса и сформировать научно-обоснованные методики выявления опасных ситуаций. Этим инструментом является модель исследуемого процесса. Ввиду сложности моделируемой системы и необходимости учета большого числа таких факторов, как наличие дискретных и непрерывных элементов системы, их нелинейных характеристик, многочисленных случайных воздействий на нее, для решения задачи оценки эффективности выбрана математическая имитационная модель [2].

Цель работы – разработка математической имитационной модели для оценки эффективности существующих и разработки новых алгоритмов обнаружения наведения самолета противника на авиационный комплекс перехвата.

*Определение функциональной структуры модели.*

Исследуемая боевая ситуация, как процесс, может быть описана следующим образом: истребитель-перехватчик (далее – ИП) реализует типовую программу перехвата воздушной цели (далее – ВЦ) по командам наземного пункта наведения авиации (далее – ПНА). ВЦ совершает полет по определенному маршруту. В некоторой области воздушного пространства нахо-

дится самолет противника (далее – СП), способный за некоторое время выйти в зону возможных атак (далее – ЗВА) по ИП. Выход в ЗВА самолетом противника может происходить любым из известных методов дальнего наведения по командам авиационного комплекса радиолокационного дозора и наведения (далее – АК РЛДН).

Исходя из описанной боевой ситуации, математическая модель (далее – ММ) должна состоять из следующих подсистем (моделей): ПНА, радиолокационных станций (далее – РЛС), ИП, ВЦ, СП, АК РЛДН, моделей Земли и атмосферы.

В рассматриваемой ситуации следует говорить о взаимодействии трех различных по способу и источникам получения информации авиационных радиоэлектронных систем управления (далее – РЭСУ) [3–6].

1. Автономная РЭСУ. К ней относится ВЦ, выполняющая полет по заданному маршруту на основании сравнения информации о требуемом маршруте с информацией о текущих координатах ЛА, полученных от различных бортовых датчиков.

2. Система командного радиоуправления (далее – СКРУ) – взаимодействие источника РЛИ, ПНА и ИП.

3. Комбинированная РЭСУ – функционирование АК РЛДН во взаимодействии с СП. Наведение СП по командам АК РЛДН образует СКРУ, и в тоже время барражирование АК РЛДН происходит только на основании информации о собственном положении.

Для рассмотренных РЭСУ в [3–6] представлены их типовые структуры, на основании которых определен перечень элементов рассматриваемых подсистем. ММ всех летательных аппаратов тактической ситуации включают следующие элементы (модели): планер и силовая установка (далее – СУ); летчик; система автоматического управления (далее – САУ); информационно вычислительная подсистема (далее – ИВП). Для каждой СКРУ характерно наличие командной радиопередачи управления (далее – КРУ). Так в составе моделей ПНА и ИП и моделей АК РЛДН и СП есть общие КРУ: «ПНА-ИП» и «АК РЛДН-СП» соответственно.

Состав и взаимодействие элементов ММ представлено на рис. 1. Отличие функциональных связей в моделях АК РЛДН и ВЦ от связей в моделях СП и ИП в том, что сигналы траекторного управления АК РЛДН и ВЦ вырабатывают во входящих в их состав ИВП, а СП и ИП получают эти сигналы по КРУ от АК РЛДН и ПНА соответственно.

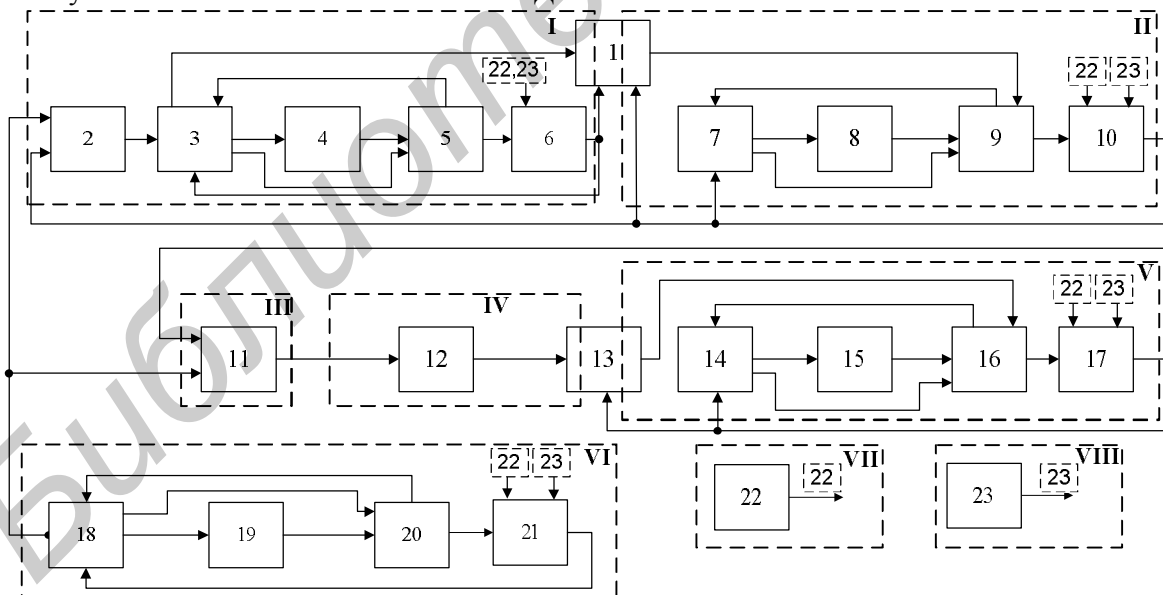


Рис. 1. Функциональная структура модели: I – модель АК РЛДН; II – модель СП; III – модель РЛС; IV – модель ПНА; V – модель ИП; VI – модель ВЦ; VII – модель атмосферы; VIII – модель Земли; 1 – КРУ АК РЛДН-СП; 2 – БРЛС АК РЛДН; 3 – ИВП АК РЛДН; 4 – летчик АК РЛДН; 5 – САУ АК РЛДН; 6 – планер и СУ АК РЛДН; 7 – ИВП СП; 8 – летчик СП; 9 – САУ СП; 10 – планер и СУ СП; 11 – РЛС; 12 – ИВП ПНА; 13 – КРУ ПНА-ИП; 14 – ИВП ИП; 15 – летчик ИП; 16 – САУ ИП; 17 – планер и СУ ИП; 18 – ИВП ВЦ; 19 – летчик ВЦ; 20 – САУ ВЦ; 21 – планер и СУ ВЦ; 22 – модель Земли; 23 – модель атмосферы

## Математические имитационные модели РЛС и БРЛС

Моделирование процесса получения вторичной радиолокационной информации от РЛС (БРЛС) включает решение следующих задач [7]:

- моделирование процесса обнаружения отметок от воздушных объектов (далее – ВО);
- моделирование ошибок локации;
- моделирование процесса вторичной обработки.

Моделирование процесса обнаружения отметок от ВО можно производить следующим образом [7–9]:

1) производится пересчет координат цели из нормальной земной в сферическую систему координат (далее – СК) с центром в точке стояния РЛС. Рассчитываются наклонная дальность  $r_c$ , азимут  $\beta_c$  и угол места  $\epsilon_c$  цели с учетом рефракции электромагнитной волны;

2) проверяется условие прямой видимости цели с учетом кривизны земли и рефракции электромагнитной волны:

$$r_c \leq r_{pv} = 4,12(\sqrt{y_{rls}} + \sqrt{y_c}), \quad [\text{км}],$$

где  $r_{pv}$  – дальность прямой видимости,  $y_c$ ,  $y_{rls}$  – высоты над уровнем моря цели и фазового центра антенны РЛС соответственно;

3) проверяется условие нахождения цели в диаграмме направленности антенны с учетом вращения антенны и дискретности времени моделирования;

4) при выполнении условия видимости из вертикального сечения зоны обнаружения для текущего режима работы РЛС рассчитывается средняя мощность отраженного сигнала

$$\sigma_c^2 = \frac{P_0 G_{RPV} G_{RPV} \lambda^2 \sigma_{vo}}{(4\pi)^3 D_{vo}^4}, \quad (1)$$

где  $P_0$  – мощность одиночного зондирующего сигнала,  $G_{RPV} G_{RPV}$  – коэффициенты усиления передающей и приемной антенн, соответственно,  $\lambda$  – длина волны,  $\sigma_{vo}$  – эффективная отражающая поверхность ВО,  $D_{vo}$  – наклонная дальность до ВО;

5) для сложившейся помеховой обстановки рассчитывается суммарная спектральная плотность мощности помех после их компенсации [8]:

$$N_{0\Sigma} = N_0 + \frac{N_a}{v_I^{mi}} + \frac{\sigma_p^2}{\Delta f_0 v_I^{mo}}$$

где  $N_0$  – спектральная плотность мощности внутренних шумов,  $N_a$  – спектральная плотность мощности активных шумовых помех,  $v_I^{mi}$  – коэффициент подавления мешающих излучений,  $v_I^{mo}$  – коэффициент подавления мешающих отражений,  $\Delta f_0$  – ширина спектра закона модуляции;

6) рассчитывается отношение сигнал-шум  $\rho$  на выходе когерентного накопителя РЛС:

$$\rho = \frac{\sigma_c^2 T_0}{N_{0\Sigma}} \frac{F_p}{\Delta F_{II}}$$

где  $T_0$  – длительность одиночного зондирующего сигнала,  $F_p$  – частота повторения одиночного зондирующего сигнала,  $\Delta F_{II}$  – ширина зубцов квадрата АЧХ-устройства когерентного накопления;

7) находится вероятность правильного обнаружения  $D$  при заданной вероятности ложной тревоги  $F$  при условии отсутствия некогерентного накопления:

$$D = F^{1/\rho}, \quad (2)$$

8) определяется факт обнаружения ВО как результат сравнения вероятности правильного обнаружения со значением равномерного случайного датчика  $R(0,1)$ . ВО обнаружен, если  $D \leq R(0, 1)$ .

Моделирование ошибок разовых оценок реализуется для каждой обнаруженной отметки в той системе координат, в которой производятся первичные измерения. Для рассматриваемых РЛС (БРЛС) это – наклонная дальность  $r_c$ , азимут  $\beta_c$  и угол места  $\varepsilon_c$  цели.

Измеренные значения координат цели определяется по формулам:

$$\hat{r}_c = r_c + \Delta r_c; \hat{\beta}_c = \beta_c + \Delta \beta_c; \hat{\varepsilon}_c = \varepsilon_c + \Delta \varepsilon_c,$$

где  $\hat{r}_c, \hat{\beta}_c, \hat{\varepsilon}_c$  – измеренные значения наклонной дальности, азимута и угла места;  $\Delta r_c, \Delta \beta_c, \Delta \varepsilon_c$  – случайные числа, распределенные по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями и дисперсиями  $\sigma_r^2, \sigma_\beta^2, \sigma_\varepsilon^2$ .

При принятии допущения о правильной работе алгоритма отождествления вновь полученных отметок с сопровождаемыми трассами воздушных объектов, процесс вторичной обработки РЛИ может быть смоделирован на основе дискретного фильтра Калмана.

### Математические имитационные модели планера и СУ

При исследовании задач, связанных с траекторным управлением самолетом, целесообразно рассмотреть летательного аппарата (далее – ЛА) как материальной точки. При этом модель планера и СУ полностью описывается системой из семи уравнений, включающих: кинематические уравнения и уравнения динамики поступательного движения планера, уравнения изменения полетной массы самолета и уравнения тяги СУ.

Кинематические уравнения поступательного движения в нормальной земной СК [10]:

$$\dot{x}_g = V \cos \Theta \cos \varphi; \dot{y}_g = V \sin \Theta; \dot{z}_g = -V \cos \Theta \sin \varphi,$$

где  $x_g, y_g = H, z_g$  – координаты центра масс в земной системе,  $V$  – скорость движения центра масс,  $\Theta$  – угол наклона траектории,  $\varphi$  – угол пути.

Уравнения динамики поступательного движения в траекторной СК [10]:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{1}{m} \left[ P \cos \alpha_d - G \sin \Theta - \frac{1}{2} c_x S \rho V^2 \right]; \\ \dot{\Theta} = \frac{1}{mV} \left[ \left( P \sin \alpha_d + \frac{1}{2} c_y S \rho V^2 \right) \cos \gamma - G \cos \Theta \right]; \\ \dot{\varphi} = -\frac{1}{mV} \cos \Theta \left( P \sin \alpha_d + \frac{1}{2} c_y S \rho V^2 \right) \sin \gamma, \end{cases} \quad (3)$$

где  $P$  – сила тяги двигателей,  $G$  – сила тяжести,  $\alpha_d$  – установочный угол двигателя,  $c_{x,y}$  – коэффициенты аэродинамических сил,  $S$  – площадь крыла самолета,  $\rho$  – плотность воздуха, определяемая моделью атмосферы.

Сила тяги, создаваемая двигателем, имеет следующий вид [11]:  $P = k_d P_{\max} (1 - \Delta P)$ , где  $k_d$  – коэффициент дросселирования двигателя,  $\Delta P$  – потеря тяги.

Дифференциальное уравнение непрерывного изменения полетной массы самолета за счет выгорания топлива [10]:  $\dot{m} = -c_s$ , где  $c_s$  – массовый секундный расход топлива.

Описанная модель планера и СУ имеет следующий вектор состояния  $X_{LA} = [x_g, y_g, z_g, V, \Theta, \varphi, m]$ . Требуемый вектор управления планером и силовой установкой  $U_{LA} = [\alpha, \gamma, k_d]$  формируется в САУ.

### Математическая имитационная модель САУ

САУ современных самолетов являются сложными системами, обеспечивающими различные режимы управления ЛА. В рассматриваемой модели САУ реализован режим директорного управления самолетом.

При директорном управлении:

$$\alpha = k_{ruv}x_{ruv} + k_{n_y}\hat{n}_y; \gamma = k_{rue}x_{rue}; k_d = k_{rud}x_{rud} + k_{n_x}\hat{n}_x, \quad (4)$$

где  $k_{ruv}$ ,  $k_{rue}$ ,  $k_{n_y}$ ,  $k_{rud}$ ,  $k_{n_x}$  – коэффициенты усиления,  $x_{ruv}$ ,  $x_{rue}$ ,  $x_{rud}$  – перемещение ручек управления рулем высоты, элеронами и двигателем,  $\hat{n}_x$ ,  $\hat{n}_y$  – измеренные значения координат вектора состояния планера.

В САУ, кроме сигналов управления, также формируются сигналы:

$$\Delta_v = k_H(H_z - \hat{H}); \Delta_h = k_\Psi(\Psi_z - \hat{\Psi}); \Delta_d = k_V(V_z - \hat{V}), \quad (5)$$

которые через связь «САУ→ИВП» поступают в ИВП для отображения на индикаторах.

Для формирования управляющих воздействий на ЛА (4) и информационных сигналов летчику (5), в САУ от ИВП поступает вектор  $X_{OU} = [\hat{V}, \hat{H}, \hat{\Psi}, \hat{n}_x, \hat{n}_y]$  оцененного состояния объекта управления (ЛА).

### Математическая имитационная модель ИВП

Перечень задач, решаемых ИВП самолетов, зависит от цели функционирования рассматриваемой РЭСУ и ее типа. ИВП СП и ИП аналогичны и на этапе дальнего наведения решают следующие задачи:

1) измерение параметров собственного движения ЛА посредством системы автономных датчиков. В рассматриваемой модели процесс измерения параметров собственного движения ЛА не моделируется, а измеренные значения принимаются как сумма действительного и случайного значений параметров;

2) отображение на бортовых индикаторах информации, необходимой летчику для управления ЛА. В соответствии с отображаемыми сигналами  $\Delta_v, \Delta_h, \Delta_d$ , летчик формирует требуемые отклонения  $x_{ruv}, x_{rue}, x_{rud}$ .

ИВП АК РЛДН входит в состав комбинированной авиационной РЭСУ и решает следующий перечень задач:

1) задачи по пунктам 1–2, решаемые в ИВП СП (ИП);

2) формирование параметров рассогласования для траекторного управления собственным движением;

3) формирование команд наведения управляемым самолетом одним из выбранных методов наведения. В основе формирования команд наведения управляемым самолетом лежит штурманская задача [1]. Решение штурманской задачи для следующих методов наведения: «Параллельное сближение»; «Прямое сближение»; «Перехват» («упрежденное сближение»); «Погоня»; «Трехточечный»; «Маневр» представлено в [1, 5–6]. Результатом решения штурманской задачи является прогнозная траектория. В процессе наведения измеренные значения вектора состояния истребителя сравниваются с параметрами прогнозной, на основании чего вырабатываются команды наведения на борт. В случае превышения допустимой разницы прогнозируемых и текущих параметров на некоторую векторную величину  $\Delta$  производится повторное решение штурманской задачи.

ИВП ВЦ входит в состав автономной РЭСУ и решает перечень задач по пунктам 1–2, решаемых в ИВП АК РЛДН, для управления собственным движением по заданной траектории.

В рассматриваемой тактической ситуации ИВП ПНА решает задачу 3, по перечню решаемых задач в ИВП АК РЛДН.

### Математическая имитационная модель КРУ

В рассматриваемой ситуации КРУ моделируется с целью учета:

- возможной дальности радиосвязи при наличии и отсутствии помех передатчику и приемнику;
- зависимости вероятности передачи сообщения от отношения сигнал-шум на входе приемника;
- ошибок в СКРУ за счет дискретизации передаваемых команд как по времени, так и по уровню.

Моделирование передачи сообщения аналогично моделированию процесса обнаружения отметок от ВО, за исключением:

- 1) за координаты нахождения ВО принимаются координаты нахождения приемной антенны КРУ, а за координаты расположения РЛС – координаты передающей антенны КРУ;
- 2) при использовании всенаправленной антенны вычисления по пункту 3 не производятся;
- 3) в (1) вместо  $D_{vo}^4$  используется  $D_{vo}^2$ ;
- 4) под  $D$  в (2) принимается вероятность правильной передачи одного бита сообщения.

При квантовании передаваемого сигнала по времени и по уровню возникают методические ошибки [6]. При имитационном моделировании методические ошибки, возникающие в результате квантования передаваемых команд по времени, учитываются за счет моделирования дискретности выдачи команд с периодом  $T$ . Ошибки квантования команд по уровню определяются значением  $\Delta_k$ , которое может быть получено [6]:

$$\Delta_k = \frac{K_{\max} - K_{\min}}{2^N - 1},$$

где  $K_{\max}$ ,  $K_{\min}$  – максимальное и минимальное значения передаваемой команды,  $N$  – число разрядов в послылке, выделяемое для передачи данной команды.

### Математическая имитационная модель летчика

Наиболее известная модель летчика, определяющая формирование летчиком управляющих сигналов  $x_{ruv}$ ,  $x_{rue}$ ,  $x_{rud}$ , описывается следующим дифференциальным уравнением [6, 7, 9]:

$$x_{ru}(t) + (T_2 + T_3)\dot{x}_{ru}(t) + T_2T_3\ddot{x}_{ru}(t) = K_l\Delta(t - \tau) + K_lT_1\dot{\Delta}(t - \tau),$$

где  $x_{ru}(t)$  – управляющие воздействия на органы управления самолетом,  $\Delta(t)$  – сигналы траекторного управления, отображаемые на индикаторах ИВП,  $K_l$  – коэффициент передачи,  $T_1 = 0,2 \dots 2$  с – постоянная времени упреждения, определяющая способность летчика компенсировать запаздывание его реакции,  $T_2 = 0,1 \dots 0,2$  с – нервно-мышечная постоянная времени,  $T_3 = 0,6 \dots 2$  с – постоянная времени фильтрации,  $\tau = 0,12 \dots 0,2$  с – время запаздывания реакции летчика на сигналы траекторного управления  $\Delta(t)$ .

### Математические имитационные модели Земли и атмосферы

Модель Земли включает в себя описание формы и гравитации Земли. Поскольку отсутствует необходимость учета конкретного географического положения моделируемой системы, то кривизной Земли можно пренебречь и Земля рассматривается как шар с радиусом  $R_z = 6356767$  м.

При моделировании планера в (3) для определения  $G$  на заданной высоте необходимо знание ускорения свободного падения на данной высоте. На основании закона тяготения Ньютона ускорение свободного падения определяется:

$$g = g_c \left( \frac{R_z}{R_z + h} \right)^2,$$

где  $g_c = 9,80665 \text{ м/с}^2$  – ускорение свободного падения на среднем уровне моря ( $h=0$ ),  $h$  – высота над уровнем моря.

Модель атмосферы включает в себя модель стандартной атмосферы и модель ветровых возмущений. Модель стандартной атмосферы построена на основании ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры» [12].

При определении аэродинамических сил в (4), воздействующих на планер ЛА, необходимо значение плотности воздуха  $\rho$  для заданной высоты. Данное значение  $\rho$ , рассчитывается по давлению  $p$  и температуре  $T$  с помощью уравнения состояния:

$$\rho = \frac{pM}{R_*T}$$

где  $R_*$  – универсальная газовая постоянная,  $R_* = 8314,32 \text{ Дж/(К·кмоль)}$ ,  $M$  – молярная масса воздуха. Молярная масса  $M$  до высоты 94000 м постоянна и равна  $M = 28,964420 \text{ кг/кмоль}$ .

Зависимости температуры воздуха  $T$  и давления  $p$  от высоты могут быть получены либо таблично, либо на основании формул, представленных в [12].

При определении числа Маха полета ЛА необходимо знание скорости звука  $V_{zv}$  для заданной высоты. Для расчета скорости звука  $V_{zv}$ , м/с, принято следующее выражение:

$$V_{zv} = 20,046796\sqrt{T}.$$

### Выводы

На основании предложенной имитационной математической модели разработана программа, позволяющая моделировать тактическую ситуацию для:

- различных вариантов конфигурации модели (различных методов наведения и т.д.);
- различных начальных условий (начальных состояний функциональных блоков);
- различных летно-технических характеристик планера и силовой установки;
- различных характеристик функциональных блоков модели.

Проверка адекватности модели проведена в некоторых локальных областях фазового пространства данной модели, для которых имелись данные натурального эксперимента. Сравнение результатов позволило сделать вывод о локальной адекватности предложенной модели.

Таким образом, цель работы достигнута. Предложенная в статье модель может быть использована в широком круге задач по исследованию авиационных систем радиоуправления.

## DEVELOPING OF THE MATHEMATIC SIMULATION FOR THE EFFECTIVENESS ESTIMATION OF THE DETECTION ALGORITHMS OF THE GUIDANCE OF THE ENEMY AIRPLANE TO AN AVIATION INTERCEPTION COMPLEX

A. V. KHIZHNIAK, A. S. SHEIN

### Abstract

The mathematical simulation of the guiding process of an enemy airplane to aviation interception complex being intercepting target is offered. The model is intended for the efficiency estimation of the existing algorithms and for developing new enemy airplane to aviation interception complex guiding detection ones. The software is developed under the simulation model.

## Литература

1. Федосов Е.А. *Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра*. М., 2004.
2. Анфилатов В.С., Емельянов А.А., Кукушкин А.А. *Системный анализ в управлении*, М., 2002.
3. Малкин В.А. *Основы построения авиационных систем радиоправления*. Минск, 1999.
4. *Принципы построения систем радиоправления. Основы синтеза и анализа*. М., 2003.
5. *Авиационные системы радиоправления*. М., 2003.
6. *Авиационные системы радиоправления*. М., 2003.
7. *Военная кибернетика: методология обоснования направлений развития зенитного ракетного вооружения и синтеза зенитных ракетных систем*. М., 1997.
8. Горшков С.А., Латушкин В.В., Седышев С.Ю. *Основы радиолокации*. Минск, 2005.
9. Охрименко А.Е. *Основы радиолокации и РЭБ*. М., 1983.
10. Тарасенков А.М., Брага В.Г., Тараненко В.Т. *Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов*. М., 1984.
11. Оркин Б.Д., Оркин С.Д. *Имитационное моделирование боевого функционирования палубных истребителей, зенитных ракетных и артиллерийских комплексов корабельных групп при решении задач ПВО*. М., 2009.
12. ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры».

Библиотека БГУИР