

УДК 681.32

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ
ПРОТИВОРАКЕТНОГО МАНЕВРА ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕДУР**

М. А. Горчаков, А. В. Луцки

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж)

Поступила в редакцию 09.02.2018 г.

Аннотация. В статье рассмотрены проблемы пилотирования самолета в боевой обстановке, а также вопросы повышения безопасности полетов. Предложен перспективный метод применения новых алгоритмов противоракетного маневрирования при использовании летательных аппаратов ранних серий. Для его реализации рассматривается иерархический принцип алгоритмического обеспечения с целью модернизации вычислительных процедур на различных уровнях для последующего применения в бортовых вычислительных машинах малой производительности.

Ключевые слова: безопасность полетов, противоракетное маневрирование, пилотажно-навигационный комплекс.

Annotation. The article deals with the problem of piloting the aircraft in a combat situation, and questions of increase of flights safety. The promising method for the application of new algorithms for missile maneuvering at the aircraft of the early series is proposed there. To implement deals with a hierarchical principle of algorithmic support for the modernization of computational procedures at different levels for later use in onboard computers with lesser performance.

Keywords: safety of flights, anti-missile maneuvering, flight and navigation complex.

ВВЕДЕНИЕ

Боевое применение летательных аппаратов Воздушно-космических сил направлено, прежде всего, на завоевание превосходства в воздухе, что напрямую связано с ведением воздушного боя с самолетами противника. Современный воздушный бой характеризуется скоротечностью, интенсивным изменением высот и скоростей полета, перегрузок, активным применением авиационных средств поражения, в том числе управляемых ракет (УР).

Завоевание и удержание превосходства в воздухе, поражение воздушных целей противника, отражение воздушных ударов, сохранение летательного аппарата (ЛА) как боевой единицы и выполнение боевой задачи в

целом зависит от: боевых свойств самолетов, типов применяемых средств поражения, а также от степени обученности экипажей тактике действий в конкретной складывающейся обстановке [1, 2, 3].

В настоящее время увеличение объема полетной информации, возросшие требования к точности и быстрдействию обработки данных, необходимость принятия правильного решения в короткие промежутки времени выдвигает перед экипажем в полете такие задачи, выполнение которых зачастую превышает физиологические возможности человека. В связи с этим, в критических ситуациях, пилот не всегда способен достоверно оценить угрозу и принять необходимые меры для сохранения ЛА [4]. Пути разрешения данного противоречия могут быть связаны с полной или частичной автоматизацией ряда функций управления самолетом. Это, в первую

очередь, относиться к передаче управления в ряде случаев для защиты летательного аппарата автоматической (автоматизированной) системе (САУ) с целью повышения надежности, точности и быстродействия комплекса в сложной воздушной обстановке. Одним из таких случаев является противоракетный маневр (ПРМ) в автоматическом режиме [5] реализация которого в САУ ЛА поколения 4+ и выше не вызывает особых проблем. Однако, при использовании алгоритмического обеспечения решения задачи противоракетного маневрирования в САУ самолетов более ранних серий, возникает ряд моментов, связанных прежде всего с ограничением вычислительной мощности бортовой вычислительной машины (БЦВМ). В связи с этим вопрос об оптимизации или замене ряда вычислительных процедур, связанных с расчетом управлений самолетом при выполнении ПРМ, требующих при этом меньших вычислительных затрат становится актуальным.

Вышеизложенное подчеркивает актуальность настоящей статьи, основными целями которой являются: раскрыть сущность защиты ЛА при выполнении ПРМ в современном воздушном бою; определить ряд процедур из алгоритма ПРМ с последующей их оптимизацией для выполнения на БЦВМ ранних серий.

В статье предлагается методика модернизации вычислительных процедур некоторых этапов алгоритмического обеспечения противоракетного маневра самолета-истребителя с целью его реализации на базе пилотажно-навигационного комплекса (ПНК-10) [6].

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ АЛГОРИТМА ПРОТИВОРАКЕТНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ

Под противоракетным маневром здесь понимается маневрирование самолета в пространстве с целью увеличения вероятности промаха управляемой ракеты, то есть уменьшения вероятности поражения ЛА.

Алгоритмическое обеспечение ПРМ самолета выполняется согласно следующей схеме (рис. 1).

При получении от бортовых устройств слежения и индикации сигнала об атаке (пуске УР) в бортовом вычислителе, помимо основных вычислений, начинается процесс расчета вероятности поражения ЛА при текущих координатах (алгоритмическое обеспечение ПРМ). Исходя из полученного значения вероятности поражения, вычисляются координаты точки в пространстве, по прибытию в которую обеспечивается промах ракеты. Далее, с учетом ограничений по эксплуатационным параметрам, строится и выводится на приборы траектория полета ЛА в вычисленную точку. При бездействии пилота (бессознательное или шокное состояние) САУ самостоятельно формирует требуемые управления для полета по вычисленной траектории.

Рассмотренное выше алгоритмическое обеспечение строится на принципах иерархической системы управления, имеющей три уровня (страта): навигационный, траекторный, пилотажный.

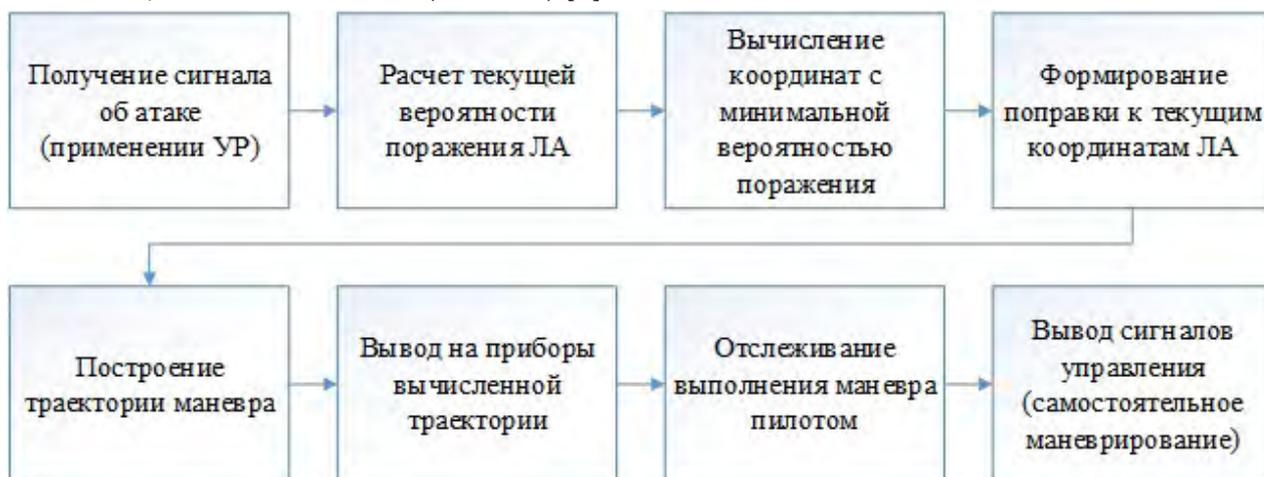


Рис. 1. Алгоритм формирования управлений полетом самолета при выполнении ПРМ

Навигационный уровень предназначен для определения точки в трехмерном пространстве, прибытие в которую минимизирует вероятность поражения самолета. Для этого проведено математическое моделирование совместного пространственного движения системы ЛА-УР в режиме атаки цели методом погони с задней полусферы, а также методом параллельного сближения. При моделировании были расширены угловые ограничения головки наведения, так как возможно переадресирование ракеты с помощью оператора и/или использование в ракете головки самонаведения матричного типа, с ТТХ, значительно превышающими штатные. По результатам моделирования получены статистические данные зависимости вероятности от пеленга (курсового угла) и дальности пуска УР, в графическом виде представляющие из себя «поверхность» (рис. 2).

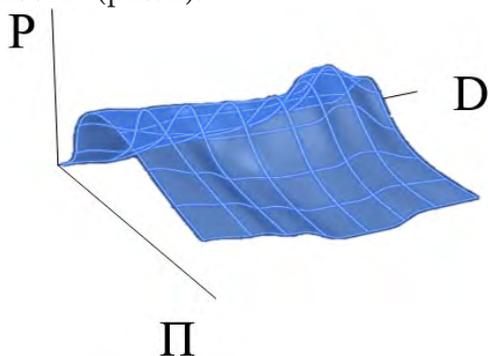


Рис. 2. Зависимость вероятности поражения от курсового угла и относительной дальности пуска УР

Из графика на рис. 2 можно сделать вывод, что существуют области с высокой и низкой вероятностью поражения, функционально зависимые от дальности и пеленга между ЛА и ракетой. Для дальнейшего использования полученных данных проведена аппроксимация данной «поверхности» суммой линейно независимых функций методом наименьших квадратов:

$$P_{yp} = f(D_0, \Pi_0) = a_1 D_0 + a_2 \Pi_0 + a_3 e^{(-|D_0 \Pi_0|)} + a_4 \Pi_0^2, \quad (1)$$

где P_{yp} – вероятность поражения; D_0 – относительная дальность ЛА и УСП; Π_0 – курсовой угол ЛА; a_1, a_2, a_3, a_4 – коэффициенты, определяемые матрицей Грама.

Для дальнейшего использования данную функцию необходимо ограничить в интервале от 0 до 1, для этого представим ее в следующем виде:

$$P_{yp} = \frac{2}{\pi} \arctg(f(D_0, \Pi_0)). \quad (2)$$

Для решения задачи на навигационном уровне и определения конечной точки в трехмерном пространстве полученная зависимость исследуется на экстремум. Из условия $\frac{\partial P_{yp}}{\partial \Pi} = 0$ для текущей дальности вычисляется угол доворота $\Delta \psi_d$ по курсу, при котором достигается минимальное значение вероятности поражения.

Траекторный уровень предназначен для построения траектории движения ЛА из своего текущего положения в конечную точку (вычисленную точку на навигационном уровне и являющейся заданной на траекторном уровне). С учетом эксплуатационных ограничений ЛА в качестве функции, задающей требуемое движение системы, предлагается использовать временной полином следующего вида [7]:

$$x(t) = \sum_{i=0}^{r+n-1} C_i t^i, \quad (3)$$

где r – число начальных, n – число конечных условий.

Согласно [8] коэффициенты C_i вычисляются по следующей формуле:

$$C_i = - \sum_{v=0}^{i-1} \frac{(r+n-v-1)!}{(r+n-i-1)!(i-v)!\Delta T^{i-v}} C_v + \sum_{v=0}^{r+n-i-1} \frac{(r+n-i-v-1)!}{i!(r+n-1-v-1)!v!\Delta T^{i-v}} x_k^{(v)}. \quad (4)$$

Преимущества выбора полинома в качестве заданной траектории объясняются тем, что при любых преобразованиях полином остается полиномом, также для обеспечения заданной точности нет необходимости вычисления производных высших порядков. Кроме того, в конечной точке математически строго соблюдаются конечные условия.

Таким образом, траектория движения ЛА в трехмерном пространстве представляется в виде:

$$x_3 = \sum_{i=0}^m C_i t^i; y_3 = \sum_{j=0}^m C_j t^j; z_3 = \sum_{k=0}^m C_k t^k, \quad (5)$$

где $x_3(t)$, $y_3(t)$, $z_3(t)$ – проекции заданной траектории на соответствующие плоскости нормальной земной системы координат; t – текущее время; $m = r + n - 1$ определяется количеством начальных r и конечных n условий.

Выбор данных условий характеризуется эксплуатационными ограничениями ЛА. Так самолет, обладающий инертностью, не способен мгновенно изменить скорость, кроме того прочность конструкции и физиологические возможности летчика накладывают ограничения по перегрузкам на максимально разрешенные линейные ускорения. Исходя из этого, выбирается два начальных и конечных условия – ЛА должен прибыть в заданную точку за определенное время, при этом иметь в указанной точке определенную скорость. Коэффициенты C_i в формуле (4) вычисляются так как это показано в табл. 1.

Таким образом, траектория движения ЛА, полет по которой минимизирует вероятность поражения в каждый момент времени выполнения противоракетного маневра с учетом начальных и конечных условий, имеет вид:

$$\left\{ \begin{aligned} x_3 &= x + \left(-\frac{2}{T}x + \frac{1}{T}x_k + \dot{x}_k \right) t + \\ &+ \left(-\frac{1}{T^2}x - \frac{1}{T} \left\{ -\frac{2}{T}x + \frac{1}{T}x_k + \dot{x}_k \right\} + \frac{1}{2T^2}x_k \right) t^2 \\ y_3 &= y + \left(-\frac{2}{T}y + \frac{1}{T}y_k + \dot{y}_k \right) t + \\ &+ \left(-\frac{1}{T^2}y - \frac{1}{T} \left\{ -\frac{2}{T}y + \frac{1}{T}y_k + \dot{y}_k \right\} + \frac{1}{2T^2}y_k \right) t^2 \\ z_3 &= z + \left(-\frac{2}{T}z + \frac{1}{T}z_k + \dot{z}_k \right) t + \\ &+ \left(-\frac{1}{T^2}z - \frac{1}{T} \left\{ -\frac{2}{T}z + \frac{1}{T}z_k + \dot{z}_k \right\} + \frac{1}{2T^2}z_k \right) t^2 \end{aligned} \right. \quad (6)$$

В связи с быстро меняющейся воздушной обстановкой (изменения относительного положения ЛА и УР в процессе наведения, влияние турбулентности и др.) алгоритм противоракетного маневра должен работать не однократно, а циклически, с максимальной частотой повторений ограниченной частотой опроса датчиков и частотой работы исполнительных механизмов системы управления самолетом. При этом в каждом цикле текущие координаты ЛА принимаются за начальные. Данная особенность позволяет корректировать траекторию пространственного маневра (6) с учетом изменений в полете.

На исполнительном пилотажном уровне реализации ПРМ выполняется процедура реализации рассчитанной траектории путем создания необходимых управляющих моментов, возникающих при отклонении рулевых поверхностей ЛА [9]. Алгоритм формирования управлений на пилотажном уровне с применением метода обратных задач динамики представлен ниже.

Углы тангажа ϑ , рысканья ψ и крена γ летательного аппарата определяются с помощью кинематических уравнений Эйлера:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \dot{\psi} &= \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}, \end{aligned} \right. \quad (7)$$

$$I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = M_x$$

$$I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z = M_y$$

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = M_z$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат

Таблица 1

Полученные параметры с учетом начальных и конечных условий

	C_0	C_1	C_2
x_3	x	$-\frac{2}{T}C_0 + \frac{1}{T}x_k + \dot{x}_k$	$-\frac{1}{T^2}C_0 - \frac{1}{T}C_1 + \frac{1}{2T^2}x_k$
y_3	y	$-\frac{2}{T}C_0 + \frac{1}{T}y_k + \dot{y}_k$	$-\frac{1}{T^2}C_0 - \frac{1}{T}C_1 + \frac{1}{2T^2}y_k$
z_3	z	$-\frac{2}{T}C_0 + \frac{1}{T}z_k + \dot{z}_k$	$-\frac{1}{T^2}C_0 - \frac{1}{T}C_1 + \frac{1}{2T^2}z_k$

нат, M_x, M_y, M_z – моменты, действующие на управляемый объект, I_x, I_y, I_z – моменты инерции относительно строительных осей ЛА.

Введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \omega_1 &= \omega_x & M_1 &= M_x & J_1 &= I_x \\ \omega_2 &= \omega_y, & M_2 &= M_y, & J_2 &= I_y, \\ \omega_3 &= \omega_z & M_3 &= M_z & J_3 &= I_z \\ \phi_1 &= \vartheta & b_1 &= \frac{J_2 - J_3}{J_1}, & b_3 &= \frac{J_1 - J_2}{J_3}, \\ \phi_2 &= \gamma, & & & & \\ \phi_3 &= \psi & b_2 &= \frac{J_3 - J_1}{J_2}, & m_s &= \frac{M_s}{J_s}, \end{aligned}$$

где $s = 1, 2, 3$.

С учетом обозначений разделим систему уравнений (7) и представим в следующем виде:

$$\begin{cases} \dot{\phi}_1 = \omega_2 \sin \phi_2 + \omega_3 \cos \phi_2 \\ \dot{\phi}_2 = \omega_1 - \operatorname{tg} \phi_1 (\omega_2 \cos \phi_2 - \omega_3 \sin \phi_2), \\ \dot{\phi}_3 = \frac{\omega_2 \cos \phi_2 - \omega_3 \sin \phi_2}{\cos \phi_1} \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \dot{\omega}_1 = b_1 \omega_2 \omega_3 + m_1 \\ \dot{\omega}_2 = b_2 \omega_1 \omega_3 + m_2 \\ \dot{\omega}_3 = b_3 \omega_1 \omega_2 + m_3 \end{cases} \quad (9)$$

или в матричном виде:

$$\dot{\Omega} = \Phi(\omega)\omega + M, \quad (10)$$

$$\dot{\Psi} = P(\phi)\omega, \quad (11)$$

где матрицы

$$\omega = |\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3|^T \quad \Psi = |\phi_1 \ \phi_2 \ \phi_3|^T \quad M = |m_1 \ m_2 \ m_3|^T$$

$$\Phi(\omega) = \begin{vmatrix} 0 & b_1 \omega_3 & 0 \\ b_2 \omega_3 & 0 & 0 \\ 0 & b_3 \omega_1 & 0 \end{vmatrix}$$

$$P(\phi) = \begin{vmatrix} 0 & \sin \phi_2 & \cos \phi_2 \\ 1 & -\operatorname{tg} \phi_1 \cos \phi_2 & \operatorname{tg} \phi_1 \sin \phi_2 \\ 0 & \frac{\cos \phi_2}{\cos \phi_1} & -\frac{\sin \phi_2}{\cos \phi_1} \end{vmatrix}$$

Пусть требуется ЛА, движение которого в связанной СК описывается матричными уравнениями (10) и (11), перевести из текущего положения ϕ в заданное ϕ_0 .

Используя принцип симметрии обратных задач динамики (ОЗД) из уравнения (11) найдем ω_0 – заданную угловую скорость:

$$\omega_0 = P^{-1}(\phi)\dot{\Psi}, \quad (12)$$

где $P^{-1}(\phi)$ – обратная матрица, определяемая по формуле

$$P^{-1}(\phi) = \begin{vmatrix} 0 & 0 & \sin \phi_1 \\ \sin \phi_2 & 0 & \cos \phi_1 \cos \phi_2 \\ \cos \phi_2 & 0 & -\sin \phi_2 \cos \phi_1 \end{vmatrix}$$

С учетом эксплуатационных ограничений потребуем, чтобы текущее угловое положение ЛА изменялось по аperiodическому закону:

$$\Psi = \Delta\Psi \left(1 - e^{-\frac{\tau}{T}}\right), \quad (13)$$

где $\Delta\Psi = \Psi_0 - \Psi$.

Тогда формула (11) примет вид:

$$\dot{\Psi} = \frac{\Delta\Psi}{T} e^{-\frac{\tau}{T}}. \quad (14)$$

С учетом (14) уравнение (12) запишется в виде:

$$\omega_0 = P^{-1}(\phi) \frac{\Delta\Psi}{T} e^{-\frac{\tau}{T}}. \quad (15)$$

Заданное угловое ускорение:

$$\varepsilon^* = \omega^0 - \omega. \quad (16)$$

С учетом (15) и (16) найдем выражение для заданных моментов:

$$m_{\text{зад}} = \dot{\omega} - \Phi(\omega)\omega \quad \text{или} \quad m_{\text{зад}} = \varepsilon^* - \Phi(\omega)\omega. \quad (17)$$

Итак, для того, чтобы ϕ стремилось к ϕ_0 по аperiodическому закону необходимо с помощью отклонения рулевых поверхностей формировать моменты, равные:

$$M_s = m_{s\text{зад}} J_s, \quad s = 1, 2, 3. \quad (18)$$

где $m_{\text{зад}}$ вычисляются с помощью (17).

МОДЕРНИЗАЦИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕДУР НА ТРАЕКТОРНОМ УРОВНЕ

Представленная выше система уравнений (6), описывающая заданную траекторию движения самолета при выполнении ПРМ, не может быть рассчитана с заданной частотой в штатной БЦВМ ПНК-10 из-за ограничений по вычислительным ресурсам. Для разреше-

димось, устойчивость, работоспособность в широком диапазоне высот и скоростей), при поиске величин отклонения рулевых поверхностей, необходимо решать нелинейные алгебраические уравнения численными методами, что весьма затруднительно реализовать в БЦВМ в реальном времени. Более того, некоторые решения являются неоднозначными, содержащими комплексно-сопряженные корни и т. д.

Данная проблема может быть решена путем определения обратных функций от аэродинамических характеристик на стадии проектирования, а в реальном полете использовать обратные функции как однозначные значения для нахождения отклонений управляющих поверхностей. Другими словами, необходимо найти по известной функции f и её некоторому значению y значение аргумента,

в котором функция принимает данное значение y . При этом необходимо воспользоваться свойствами обратной функции [13].

В силу того, что аэродинамические характеристики ЛА являются сложными функциями аналитический поиск обратных функций не всегда однозначно реализуем. Так как любая функция может быть представлена аналитически, таблично или графически, то здесь предлагается графоаналитический способ нахождения обратной функции – в графическом виде найти обратную от аэродинамической характеристики, а затем уже обратную функцию, представленной графически, аппроксимировать и аналитическое выражение (результат аппроксимации обратной функции) использовать в реальном полете для нахождения отклонений управляющих поверхностей.

Таблица 2

Характеристика $m_z = f(\delta_{\text{ПГО}})$

$\delta_{\text{ПГО}}$	m_z	$\delta_{\text{ПГО}}$	m_z	$\delta_{\text{ПГО}}$	m_z
-20	0,838971	-10,65	0,026698	-1,3	-0,02961
-19,575	0,736429	-10,225	0,022907	-0,875	-0,03337
-19,15	0,644565	-9,8	0,019747	-0,45	-0,03721
-18,725	0,562489	-9,375	0,017081	-0,025	-0,04113
-18,3	0,489369	-8,95	0,01479	0,4	-0,04508
-17,875	0,424425	-8,525	0,012768	0,825	-0,04906
-17,45	0,366928	-8,1	0,010925	1,25	-0,05305
-17,025	0,316195	-7,675	0,009182	1,675	-0,05702
-16,6	0,271591	-7,25	0,007472	2,1	-0,06095
-16,175	0,232524	-6,825	0,005741	2,525	-0,06483
-15,75	0,198444	-6,4	0,003941	2,95	-0,06864
-15,325	0,168841	-5,975	0,002036	3,375	-0,07236
-14,9	0,143241	-5,55	-1,7E-06	3,8	-0,07597
-14,475	0,121208	-5,125	-0,00219	4,225	-0,07946
-14,05	0,102338	-4,7	-0,00456	4,65	-0,08282
-13,625	0,08626	-4,275	-0,0071	5,075	-0,08604
-13,2	0,072634	-3,85	-0,00982	5,5	-0,0891
-12,775	0,061147	-3,425	-0,01272	5,925	-0,092
-12,35	0,051515	-3	-0,01579	6,35	-0,09474
-11,925	0,043479	-2,575	-0,01903	6,775	-0,0973
-11,5	0,036802	-2,15	-0,02242	7,2	-0,09968
-11,075	0,031272	-1,725	-0,02595	7,625	-0,10189

Для пояснения вышеприведённых рассуждений рассмотрим вычисление отклонения ПГО ($\delta_{\text{ПГО}}$) по характеристике $m_z = f(\delta_{\text{ПГО}})$. Исходная характеристика имеет вид (табл. 2).

Аппроксимируя представленную таблично функцию $m_z = f(\delta_{\text{ПГО}})$ в качестве суммы линейно-независимых функций назовем полином вида $m_z = \sum_{i=1}^n a_i \delta_i^i$. Для достижения удовлетворительной точности при аппроксимации постепенно необходимо увеличивать степень полинома n от 2 до 6. Дальнейшее увеличение n не приводило к существенному увеличению точности. Результаты аппроксимации приведены в табл. 3.

Следуя предложенной выше методике, найдем графически функцию $\delta_{\text{ПГО}} = f(m_z)$ (рис. 4).

В процессе реального полета однозначно будет определяться угол отклонения управляющей поверхности $\delta_{\text{ПГО}} = f(m_z)$ из заданного значения m_z . Эта методика применима и для расчета других аэродинамических характеристик.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотренный в настоящей статье способ снижения вычислительных затрат на процедуры реализации ПРМ позволяет, путем перехо-

Таблица 3

Результаты аппроксимации

Степень полинома n	Значение среднеквадратической погрешности аппроксимации	Значение коэффициентов аппроксимирующего полинома
2	9.04694691259525E-0003	$a_1 = -1.23519869438467E-0004$ $a_2 = 1.17652779792206E-0003$
3	1.55170982924762E-0004	$a_1 = 6.30507505395257E-0004$ $a_2 = -1.80047497182914E-0003$ $a_3 = -1.81643501572129E-0004$
6	6.64096993358373E-0006	$a_1 = -8.58668040879669E-0003$ $a_2 = -2.48474596787390E-0003$ $a_3 = -9.26260392557082E-0005$ $a_4 = 2.56766127233084E-0005$ $a_5 = 2.43566934940996E-0006$ $a_6 = 7.21299277639912E-0008$

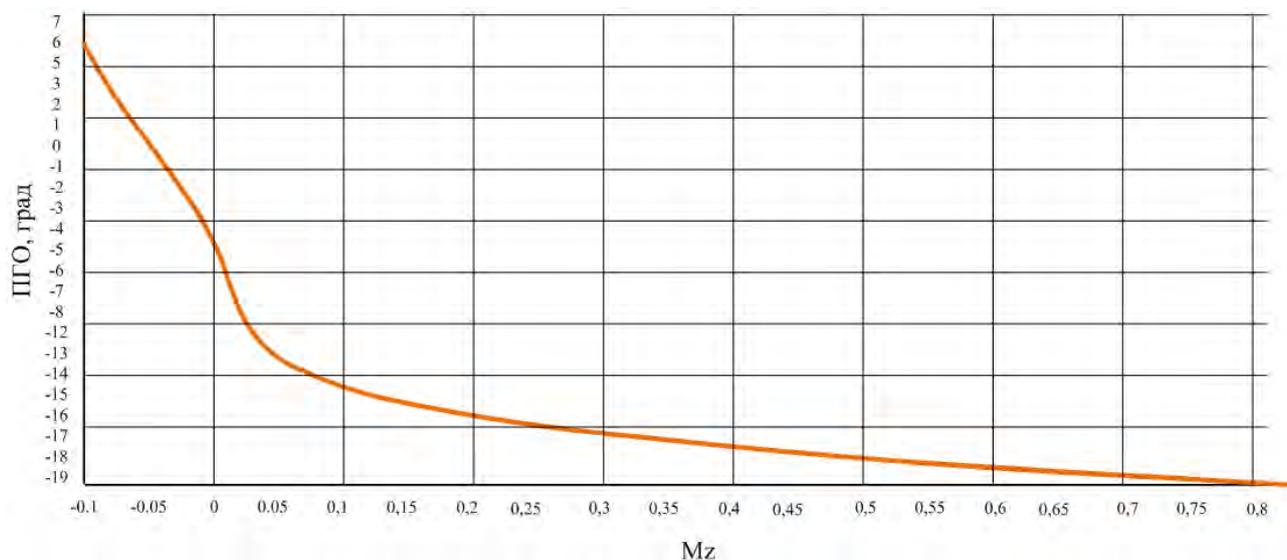


Рис. 4. Зависимость $\delta_{\text{ПГО}} = f(m_z)$

да от оптимальной к квазиоптимальной траектории и нахождением обратных функций от аэродинамических характеристик, обеспечить интеграцию существующих алгоритмов в ПНК ранних серий, повысить боевую живучесть ЛА, используемых в настоящее время, а также дает возможность использовать «усеченный» алгоритм ПРМ в аварийном режиме в ПНК самолетов новых серий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сивков К. В. Дроны российского флота / К. В. Сивков // Военно-промышленный курьер. – 2013. – № 42 (510). – С. 8–9.

2. Кузнецов В. А. Синтез модели системы управления авиационным вооружением в интересах повышения эффективности применения управляемых средств поражения / В. А. Кузнецов, Д. В. Табырца // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. – 2016. – № 2. – С. 20–31.

3. Оружие и технологии России. Энциклопедия. XXI век. Авиационное вооружение и авионика. – Т. 10. – М.: Оружие и технологии, 2005. – 784 с.

4. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра / под ред. Е. А. Федосова. – Москва: Дрофа, 2005. – 734 с.

5. Горчаков М. А. Численное исследование влияния дальности и пеленга пуска управляемой ракеты на вероятность поражения воздушной цели / М. А. Горчаков, А. В. Лущик // Сборник тезисов докладов Всероссийской НПК «Актуальные вопросы исследований: теория, обслуживание, разработки». – Воронеж, 2014. – С. 162–164.

6. Вавилов Ю. А., Наумов А. И., Таранцев Д. Е. Пилотажно-навигационный комплекс

Горчаков Михаил Алексеевич – адъюнкт ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». E-mail: GorchakovMihail@mail.ru

Лущик Александр Валерьевич – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». E-mail: lushchik-family@mail.ru

самолета СУ-27 и его модификаций. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2005. – 417 с.

7. Батенко А. П. Системы терминального управления / А. П. Батенко. – М.: Радио и связь, 1984. – 159 с.

8. Батенко А. П. Синтез одного закона для конечного управления движущимся объектом / А. П. Батенко // Изв. вузов. Приборостроение. – 1977. – № 4. – С. 36–40.

9. Смольников А. В. Синтез алгоритма управления динамической системой на основе разделения движений / А. В. Смольников, Е. Н. Десятирикова, В. Д. Волков // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. – 2015. – № 2. – С. 31–35.

10. Лебедев Г. Н., Синевич Г. М., Михайлин Д. А. Разработка алгоритмического обеспечения для решения задачи резервирования источников информации на борту // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. – 2016. – № 2. – С. 11–15.

11. Васильев С. В. Алгоритм оптимального распределения ресурсов при обеспечении функциональной устойчивости интегрированных вычислительных систем летательных аппаратов / С. В. Васильев, В. А. Демчук, А. В. Лущик // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. – 2017. – № 3. – С. 16–25.

12. Матвеев М. Г. Распределение функциональных задач в оптимизируемой многопроцессорной системе авионики / М. Г. Матвеев, Н. И. Сельвесюк, Г. А. Платошин, М. Е. Семенов // Вестник Воронеж. гос. ун-та. Сер. Системный анализ и информационные технологии. – 2017. – № 3. – С. 26–34.

13. Корн Г. Справочник по математике для научных работников и инженеров / Г. Корн, Т. Корн. – М., 1968. – 720 с.

Gorchakov Mikhail A. – post-graduate student Air Force Education and Research Center «The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy». E-mail: GorchakovMihail@mail.ru

Lushchik Alexander V. – Candidate of Science (Technical), assistant professor, professor of department Air Force Education and Research Center «The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy». E-mail: lushchik-family@mail.ru