

**МЕТОДИКА СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНО-ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩАЯ ДОСТИЖЕНИЕ  
КОНЕЧНОЙ ПОДВИЖНОЙ ТОЧКИ ЦЕЛЕВОГО ПРОСТРАНСТВА  
НА ОСНОВЕ МЕТОДА ДЕФОРМИРОВАННЫХ ГРАДИЕНТОВ**

**A METHOD OF SYNTHESIS OF OPTIMAL TERMINAL CONTROL  
OF AN AIRCRAFT, ENSURING THE ACHIEVEMENT OF THE FINAL  
MOVING POINT OF THE TARGET SPACE BASED ON THE METHOD  
OF DEFORMED GRADIENTS**

*Д-р техн. наук А.В. Зайцев<sup>1</sup>, Е.В. Маркин<sup>1</sup>, канд. техн. наук И.В. Савельев<sup>2</sup>*

*D.Sc A.V. Zaitsev, E.V. Markin, Ph.D. I.V. Savelyev*

<sup>1</sup>*Военная академия ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого,*

<sup>2</sup>*Краснодарское высшее военное училище им. С.М. Штеменко*

В статье рассматривается процесс формирования оптимальных траекторий движения летательного аппарата (ЛА), обеспечивающего достижение конечных параметров движения на основе одного эффективного, с точки зрения вычислительных затрат, численно-аналитического метода. В качестве метода решения задачи предлагается использовать метод деформированных градиентов, позволяющий решить сложную нелинейную многоточечную экстремально-краевую задачу управления конечными параметрами. В работе представлены математическая модель движения ЛА при оперативном изменении целеуказаний в полете, алгоритм расчета номинальных параметров движения ЛА и алгоритм расчета возмущенных параметров ЛА. Предложенный метод позволил получить функцию оптимально-терминального управления с невысокой эффективностью управляющих органов по всем трем осям с незначительными линейными ускорениями центра масс. Полученные научные результаты позволили вывести графические зависимости параметров терминального промаха.

**Ключевые слова:** летательный аппарат, оптимально-терминальное управление, метод деформированных градиентов, система управления конечными параметрами.

The article deals with the process of forming optimal trajectories of the aircraft (aircraft), ensuring the achievement of the final parameters of motion based on a single numerical-analytical method effective from the point of view of computational costs. As a method of solving the problem, it is proposed to use the method of deformed gradients, which allows solving a complex nonlinear multipoint extreme-boundary value problem of controlling finite parameters. The paper are provided a mathematical model of aircraft movement with operational changes in target designations in flight, an algorithm for calculating nominal parameters of aircraft movement and an algorithm for calculating perturbed aircraft parameters. The proposed method made it possible to obtain an optimal terminal control function with low efficiency of the control bodies along all three axes with insignificant linear accelerations of the center of mass. The obtained scientific results allowed us to deduce graphical dependencies of the terminal miss parameters.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, decision support system, neural network, situational model, group management.

## Введение

Проблемы повышения эффективности составляют основу научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области создания военной техники. К важнейшим направлениям развития ракетной-космической отрасли можно отнести создание высокоточных средств поражения, в числе которых — управляемые на всей траектории полета до цели летательные аппараты: ракеты различного назначения, реактивные и артиллерийские снаряды. К такому оружию предъявляются высокие требования по точности и оперативности применения в широком диапазоне условий пуска. К этому же направлению относятся и ракетные комплексы РВСН, использование которых предусматривает применение баллистических ракет с автономной или корректируемой системой управления.

Важность решения задачи достижения средством поражения подвижной точки цели следует из практической потребности разработки систем управления ЛА, способных эффективно функционировать в условиях меняющейся боевой обстановки и противодействия сил противника при накладываемых тактико-экономических и временных ограничениях, и обусловлена необходимостью повышения точности и оперативности решения боевой задачи.

Проведенный анализ функционирования систем управления (СУ) ЛА, методов управления беспилотных летательных аппаратов (БЛА), методов терминального наведения при наведении ЛА на мобильные объекты, а также анализ динамических характеристик объектов поражения показал, что существующими способами и методами управления с прогнозированием решить сложную научно-техническую задачу управления параметрами движения при доставке управляемого средства поражения в зону подвижной цели является трудно достижимым. Поэтому возникает необходимость в разработке нового методического и программно-алгоритмического обеспечения для решения задачи точного достижения целевых подвижных объектов.

Цель работы — обеспечение требуемых характеристик терминального промаха летательного аппарата при поражении подвижной цели в условиях оперативного изменения целеуказаний в полете.

## Формальная постановка задачи

Дано:

$\{ТХА\} = \{m, C_x, C_y, SM, S_n\}$  — технические характеристики БЛА;

$\{ТХсу\}$  — технические характеристики системы управления БЛА;

$\{ТХц\}$  — технические характеристики цели;

$\Delta R_i = \{\Delta L_i; \Delta B_i\}$  — множество параметров терминального промаха, где  $\Delta L_i$  — множество значений отклонений по дальности;

$\Delta B_i$  — множество значений бокового отклонения;

$\Delta L_d, \Delta B_d$  — предельные значения параметров отклонения точки падения от точки цели — характеризуют достижение цели.

Ограничения и допущения:

$\{ДХБЛА\}$  — множество граничных значений динамических характеристик БЛА;

$\Delta S_n \in [-0,1 \cdot S_n; 0,1 \cdot S_n]$  — множество значений массового-секундного расхода топлива двигательной установки (ДУ);

$\Delta B_i = 0$ .

Для описания движения вводятся следующие ограничения:

– ЛА принимается за материальную точку переменной массы;

– управление движением ЛА принимается идеальным, поэтому для описания его движения достаточно дифференциальных уравнений движения его центра масс;

– модель Земли — это сфера радиуса 6371 км, вращающаяся с постоянной угловой скоростью относительно своей оси; гравитационное поле Земли — центральное, однородное; атмосфера — стандартная.

Критерий качества:

$$\{\Delta R_i\} \rightarrow \min, \text{ при } \Delta L_i \leq \Delta L_d.$$

Требуется:

На основании исходных данных, с учетом ограничений, и допущений и критерия качества разработать модель и алгоритмы, позволяющие определить  $\{\Delta R_i\}$ .

## Решение задачи

Пусть имеется объект управления, который представляет собой динамическую систему, опи-

сываемую обыкновенным дифференциальным уравнением вида [1]:

$$\dot{x} = f(x, u). \quad (1)$$

Здесь  $x$  — вектор-функция параметров состояния размерности  $n$ ;  $u$  — вектор-функция параметров управления размерности  $m$ ;  $f$  — направляющий вектор динамической системы.

Начальное состояние системы на момент  $t_0$  определяется вектором  $X_0$ :

$$x(t_0) = x_0. \quad (2)$$

В общем случае не все компоненты вектора  $X_0$  заданы на момент  $t_0$ .

Траектория движения динамической системы разбивается на отдельные участки, границы которых определяются характерными точками (моментами времени)  $t_i$  ( $i = 1, 2, \dots, N$ ), так что в целом движение системы определено на ограниченном интервале времени  $[t_0, t_N]$ .

В характерных точках на параметры состояния и управления накладываются ограничения типа равенств:

$$q_{ij}(x_i, u_j) = 0; \quad j = 1, 2, \dots, r \quad (3)$$

или неравенств

$$q_{ij}(x_i, u_j) \leq 0; \quad j = r+1, r+2, \dots, k, \quad (4)$$

где  $q_{ij}$  — функционалы, зависящие от значений векторов-функций состояния и управления в характерных точках.

Кроме того, траектория движения динамических систем может быть стеснена ограничениями, накладываемыми на параметры состояния и управления между характерными точками:

$$\chi_l[x(t), u(t)] = 0, \quad l = 1, 2, \dots, p \quad (5)$$

или

$$\chi_l[x(t), u(t)] \leq 0, \quad l = p+1, p+2, \dots, s, \quad (6)$$

где  $\chi_l$  — функции, зависящие от текущих значений параметров состояния и управления (или их производных в силу уравнений состояния (1)).

Качество процесса управления (и соответствующая ему траектория) оценивается критерием  $J$ , представляющим собой функционал, зависящий от параметров состояния в какой-либо характерной точке.

$$J = J(x_i). \quad (7)$$

Скалярная величина, определяющая фиксацию моментов достижения той или иной характерной точки имеет следующий вид

$$\Phi(x_i) = 0, \quad (8)$$

в которой определяется значение критерия качества (7).

Здесь  $\Phi(x_i)$  — функционал окончания соответствующего характерного участка, зависящий от значений параметров состояния в  $i$ -ой характерной точке. При фиксации характерной точки по времени условие (8) отсутствует.

Уравнение состояния (1), описывающее динамику проектируемых процессов управления, как правило, достаточно сложно и нелинейно; кроме того, в ряде задач оно имеет высокий порядок. Помимо этого, нелинейны обычно функционалы  $q_{ij}$  в ограничениях (3), (4) и критерии качества (7), а также функции  $\chi_l$  в ограничениях (5) и (6). Поэтому на методы аналитического решения рассматриваемых задач рассчитывать, как правило, не приходится и необходимо прибегать к помощи численных методов, тем более что возможности современной вычислительной техники позволяют реализовать преимущества последних.

Существующие способы решения изложенной задачи не позволяют регулировать более трех терминальных параметров, в то время как имеются физически обоснованные задачи управления конечными параметрами, когда их число может достигать четырех, пяти и более.

Именно поэтому, по мнению авторов, целесообразно использование комбинированных методов проектирования процессов управления, в качестве которых предлагается использовать в работе метод деформированных градиентов [2].

### Применение метода деформированных градиентов для решения задачи оптимально-терминального управления ЛА

Эта задача будет решаться методом последовательных приближений

$$u^{(k+1)}(t) = u^{(k)}(t) + \delta u_{\text{кр}}^{(k)}(t); \quad (9)$$

Здесь  $u^{(k)}(t)$  — приближение вектора-функции управления;  $u^{(k+1)}(t)$  — последующее  $(k+1)$  приближение;  $\delta u_{\text{кр}}^{(k)}(t)$  — вектор-функция корректирующего управления на  $k$ -ой итерации решения краевой задачи.

Начальное приближение  $u_0(t)$  вектора-функции управления выбирается исходя из опыта решения задач, подобных рассматриваемой, причем обязательно с учетом физических особенностей их постановки. При построении управления  $\delta u_{\text{кр}}^{(k)}(t)$ , корректирующего процесс  $u^{(k)}(t)$ , полученный на предыдущей итерации, применим технику неопределенных множителей Лагранжа, рассматривая уравнение состояния (1) как дифференциальную связь, а условие окончания (8) как конечную (геометрическую) связь, которые наложены на решение краевой задачи. Для этого введем расширенный функционал Лагранжа  $J_q$ :

$$J_q = q + \lambda \cdot \Phi + \int_{t_0}^{t_i} \psi_q (-\dot{x} + f) dt. \quad (10)$$

Здесь  $q$  — функционал, характеризующий краевые условия типа (3) или (4) в  $i$ -ой характерной точке;  $\lambda$  — скалярный множитель Лагранжа, соответствующий конечной связи (условию окончания) (8);  $\psi_q = \psi_q(t)$  — вектор-функция, являющаяся функциональным множителем Лагранжа для дифференциальной связи — уравнения состояния (1).

Выпишем выражение для первой вариации функционала  $J_q$ , который в дальнейшем будем интерпретировать численно равной невязке функционала  $q$ , подлежащей устранению в процессе решения краевой задачи:

$$\begin{aligned} \delta J_q = & \frac{Dq}{Dx_i} \delta x(t_i) + \frac{Dq}{Du_i} \delta u_{\text{кр}}(t_i) + \dot{q}_i \delta t_i + \\ & + \lambda \frac{D\Phi}{Dx_i} \delta x(t_i) + \lambda \Phi_i \delta t_i + \\ & + \int_{t_0}^{t_i} \psi_q \left( -\delta \dot{x} + \frac{Df}{Dx} \delta x + \frac{Df}{Du} \delta u_{\text{кр}} \right) dt. \end{aligned} \quad (11)$$

После проведения интегрирования по частям и приведения подобных членов получим:

$$\begin{aligned} \delta J_q = & \left[ \frac{Dq}{Dx_i} + \lambda \frac{D\Phi}{Dx_i} - \psi_q(t_i) \right] \delta x(t_i) + \\ & + \frac{Dq}{Du_i} \delta u_{\text{кр}}(t_i) + (\dot{q} + \lambda \dot{\Phi}_i) \delta t_i + \psi_q(t_0) \delta x(t_0) + \\ & + \int_{t_0}^{t_i} \left[ \left( \dot{\psi}_q + \psi_q \frac{Df}{Dx} \right) \delta x(t) + \psi_q \frac{Df}{Du} \delta u_{\text{кр}}(t) \right] dt. \end{aligned}$$

Поскольку целью наших построений является, по существу, получение функциональной производной  $\frac{\partial J_q}{\partial u(t)}$ , определяющей влияние ва-

риации управления на вариацию функционала, характеризующего краевые условия, которая необходима для решения уравнения коррекции траектории движения динамической системы, приравняем к нулю множители при вариациях конечного состояния, времени окончания и текущего состояния, учтем, что вариация начального состояния при отсутствии возмущений равна нулю. Тогда получим следующую систему соотношений для определения множителей Лагранжа:

$$\psi_q(t_i) = \frac{Dq}{Dx_i} + \lambda \frac{D\Phi}{Dx_i}; \quad (12)$$

$$\dot{q}_i + \lambda \dot{\Phi}_i = 0; \quad (13)$$

$$\dot{\psi}_q = -\psi_q \frac{Df}{Dx}. \quad (14)$$

В этой системе соотношение (14) представляет собой дифференциальное уравнение, сопряженное по отношению к лианеризованному уравнению состояния (1); соотношение (12) после определения множителем  $\lambda$  из соотношения (13) задает граничное условие на правом конце (в точке  $t_i$ ) для сопряженного уравнения (14):

$$\lambda = -\frac{\dot{q}_i}{\Phi_i}; \quad (15)$$

$$\psi_q(t_i) = \frac{Dq}{Dx_i} - \frac{\dot{q}_i}{\Phi_i} \frac{Df}{Dx_i}. \quad (16)$$

Таким образом, множители Лагранжа определены и можно записать искомую связь между вариацией управления и вариацией  $d_q$  [3]:

$$\delta q = \int_{t_0}^{t_i} K_q^u \delta u_{кр}(t) dt + K_q^c \delta u_{кр}(t_i). \quad (17)$$

Здесь  $K_q^u(t) = \psi_q(t) \frac{Df}{Du}$  — вектор-функция интегрального влияния управления на краевое условие  $q=0$  (или  $q \leq 0$ ). Эта функция с точки зрения анализа и есть та функциональная производная  $\frac{\partial J}{\partial u} = \frac{\partial q}{\partial u}$ , о которой шла речь выше. С геометрической точки зрения  $K_q^u(t)$  есть градиент функционала  $q$  в пространстве  $U$  функции управления. Вектор же  $K_q^c = \frac{Dq}{Du_i}$  характеризует сингулярное влияние вариации конечного управления на функционал  $q$ .

Для устранения невязок необходимо провести новую итерацию коррекции вектора  $\varepsilon$  за счет суммарного влияния вариации управления, определяемого линейным оператором, который описывается соотношением (17):

$$\varepsilon + \int_{t_0}^{t_i} K_{q_{ij}}^u(t) \delta u_{кр}(t) dt + K_{q_{ij}}^c \delta u_{кр}(t_i) = 0. \quad (18)$$

Для того, чтобы свести дело к решению более простой системы линейных алгебраических уравнений, будем представлять корректирующее управление в виде линейной формулы, натянутой на базис  $e(t)$ :

$$d_{кр(t)} = e(t) \alpha, \quad (19)$$

где  $a$  — вектор коэффициентов линейной формы.

Базисные функции в основном состояются из градиентов  $K_{q_{ij}}^u(t)$ , и лишь в тех редких случаях, когда функция  $K_{q_{ij}}^u(t)$  интегрального влияния управления  $d_{кр(t)}$  на изменение невязок равна нулю, вводятся элементы базиса, линейно независимые от неравных нулевым градиентов  $K_{q_{ij}}^u(t)$ .

Подстановка линейной формы (19) в интегральное уравнение (18) приводит к следующему алгебраическому уравнению коррекции:

$$\varepsilon + (K_{Qe}^u + K_{Qe}^c) \alpha = 0. \quad (20)$$

Сложение матриц  $K_{Qe}^u$  и  $K_{Qe}^c$  дает матрицу суммарной эффективности корректирующего управления при решении краевой задачи:

$$K_{Qe}^\Sigma = K_{Qe}^u + K_{Qe}^c. \quad (21)$$

Для существования решения уравнения (20) матрица  $K_{Qe}^\Sigma$  должна быть невырожденной. Если при этом краевые условия не зависят от параметров конечного управления  $u_i$  (и матрица  $K_{Qe}^c$  — нулевая), то алгебраическое уравнение коррекции имеет решение

$$\alpha = -(K_{Qe}^\Sigma)^{-1} \varepsilon. \quad (22)$$

Итак, пусть условие невырожденности матрицы  $K_{Qe}^\Sigma$  удовлетворяется. Тогда решение уравнения коррекции принимает вид

$$\alpha = -(K_{Qe}^\Sigma)^{-1} \varepsilon. \quad (23)$$

Подстановка этого решения в формулу (19) позволяет получить вектор-функцию корректирующего управления при решении краевой задачи:

$$\delta u_{кр}(t) = -e(t) (K_{Qe}^\Sigma)^{-1} \varepsilon. \quad (24)$$

Для учета ограничений (5) или (6), накладываемых на текущее значение параметров состояния и управления, введем понятие уравнения эффективности управления:

$$\dot{K}_{Qe} = K_q^u(t) e(t) \chi(\mathcal{N}). \quad (25)$$

Граничные условия для этого дифференциального уравнения формируются на правых концах соответствующих участков траектории и определяются равными соответствующим элементам матрицы сингулярной эффективности:

$$K_{Qe}(t_i) = \frac{Dq_{ij}}{Du_i} e(t_i). \quad (26)$$

Характеристическая функция  $\chi(\mathcal{N})$ , являющаяся сомножителем в правой части уравнения эффективности, равна единице, если ограничения



(5) или (6) не нарушается, и равна нулю, если формируемое согласно принципа линейной коррекции управление на очередной итерации приводит к выходу на границу соответствующего ограничения.

Естественно, изменяется и векторный шаг вдоль «деформированного» градиента, который вычисляется по формуле

$$\tilde{\alpha} = -[K_{Qe}(t_0)]^{-1} \varepsilon, \quad (27)$$

а корректирующее управление на очередной итерации решения краевой задачи формируется в виде

$$\delta \tilde{u}_{кр}(t) = e(t) \tilde{\alpha}; \quad (28)$$

$$\delta \tilde{u}_{кр}^u(t) = K_q^u(t) \tilde{\alpha}. \quad (29)$$

Для формирования желаемой сходимости процесса устранения невязок можно применять прием релаксации невязок, который состоит в том, что на очередной итерации ставится целью устранение не всей невязки, а лишь ее части. В этом случае решение уравнения коррекции принимает вид [4]:

$$\alpha = -[K_{Qe}(t_0)]^{-1} \varepsilon E_p, \quad (30)$$

где  $E_p$  — диагональная матрица, элементами которой являются коэффициенты  $e_{ij}$  релаксации невязок соответствующих краевых условий. Коэффициенты релаксации  $e_{ij}$  выбираются проектантом эмпирически на основании опыта решения подобных задач на ЭВМ, в том числе в интерактивном режиме [5].

Итак, построена процедура решения краевой задачи проектирования оптимального процесса управления конечными параметрами динамической системы при наличии ограничений весьма сложной структуры. Благодаря этой про-

цедуре можно автоматизировать процесс анализа сходимости краевой задачи. Особенно удобно это делать в режиме интерактивного взаимодействия проектанта и ЭВМ.

### Пример решения задачи

Математическая модель движения может быть представлена в виде следующей последовательности расчетов.

Представлены уравнения управляемого движения ЛА:

$$\dot{\xi}(t) = \dot{V}_{\xi}(t) = \frac{U_{ен} \cdot \dot{m} \cdot \cos \vartheta_0}{m_0 - \dot{m}(t)} - g_0 \cdot \sin \Phi_0; \quad (31)$$

$$\dot{\eta}(t) = \dot{V}_{\eta}(t) = \frac{U_{ен} \cdot \dot{m} \cdot \sin \vartheta_0}{m_0 - \dot{m}(t)} - g_0 \cdot \cos \Phi_0. \quad (32)$$

Исходные данные:

- сила тяги двигателя  $P = \dot{m} \cdot U_{ен} = P_{уд} \cdot q \cdot \dot{m}$ ;
- сила тяготения Земли  $G = \frac{\pi_0}{R^2} \cdot m_{БЛА}$ ;
- на участке полёта последней ступени БЛА гравитационное поле применяется однородным и плоскопараллельным;
- на участке свободного полета гравитационное поле применяется центральным;
- каждому моменту времени полета БЛА соответствуют параметры движения —  $V, \theta, R, \Phi$ ;
- численные значения исходных данных представлены в таблице.

Интегрированием системы уравнений (31) и (32), при выбранных начальных условиях, вычисляем конечные значения для параметров номинального управляемого движения.

Последовательно производятся расчеты номинальных и возмущенных параметров дви-

Таблица

Численные значения исходных данных

$S_H = 1,25 \cdot 10^{-2}$	$g_0 = 9,5$	$U_{ен} = 2,8 \cdot 10^3$	$V_0 = V_{00}$	$\Phi_0 = 0,24$
$R_3 = 6,371 \cdot 10^6$	$\pi_0 = 3,986 \cdot 10^{14}$	$V_{00} = 2,55 \cdot 10^3$	$n = 30$	$t_{кн(n)} = 70 - n$
$R_0 = 6,48 \cdot 10^6$	$\alpha_0 = 0$	$\theta_0 = 681$	$v_0 = \theta_0$	$P = V_m \cdot U_{ен}$

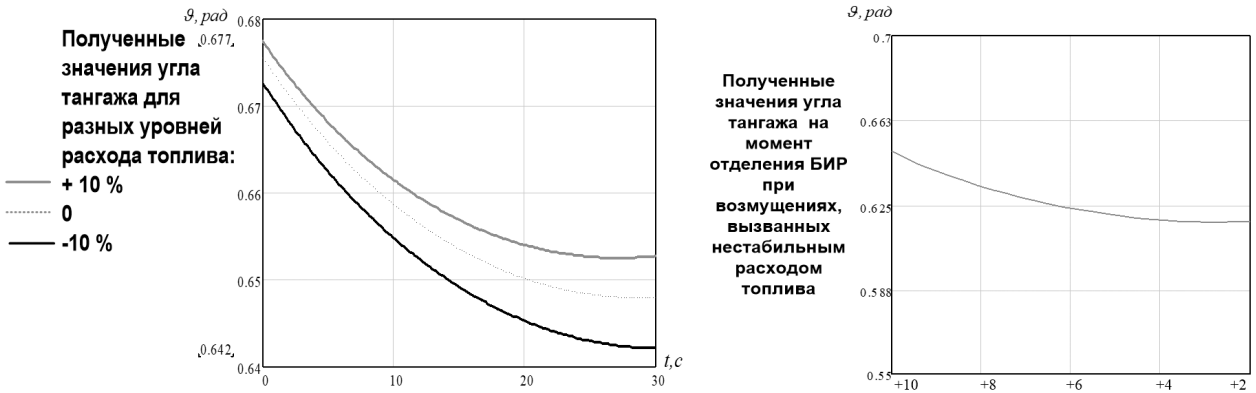


Рис. 1. Зависимость угла тангажа от разных уровней расхода топлива



Рис. 2. Блок-схема алгоритмов расчета нового значения угла тангажа

жения, нахождения терминальных параметров. Расчет вектора командной скорости с учетом введенных возмущенных значений и расчет нового значения угла тангажа.

Получены значения угла тангажа для различных уровнях расхода топлива в диапазоне от +10 % до -10 %, представленные на рис. 1.

Так же для этапов расчета математической модели движения БЛА и нахождения нового значения угла тангажа, была разработана блок-схема, представленная на рис. 2.

Алгоритм расчета номинальных параметров представлен на рис. 3.

Алгоритм расчета возмущенных параметров движения ЛА представлен на рис. 4.

### Результаты математического моделирования

На рис. 5 представлены зависимости положительной и отрицательной погрешности массового-секундного расхода топлива (МСРТ) к углу тангажа.

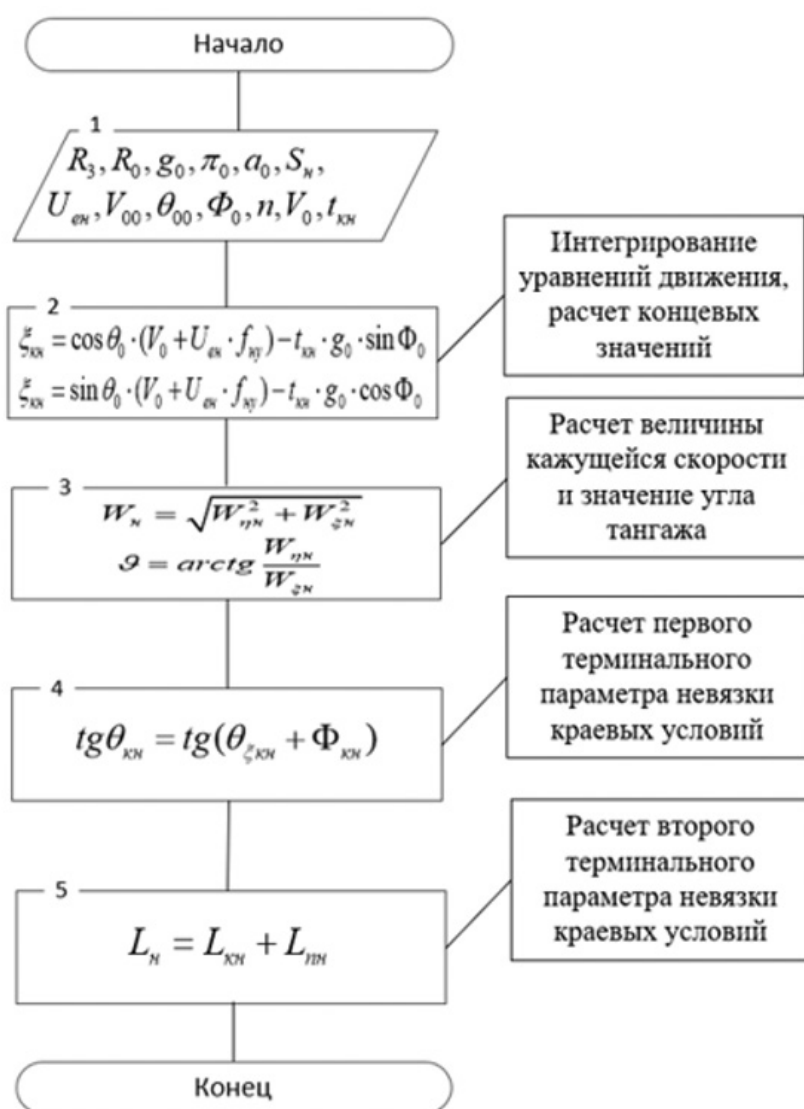


Рис. 3. Алгоритм расчета номинальных параметров движения ЛА



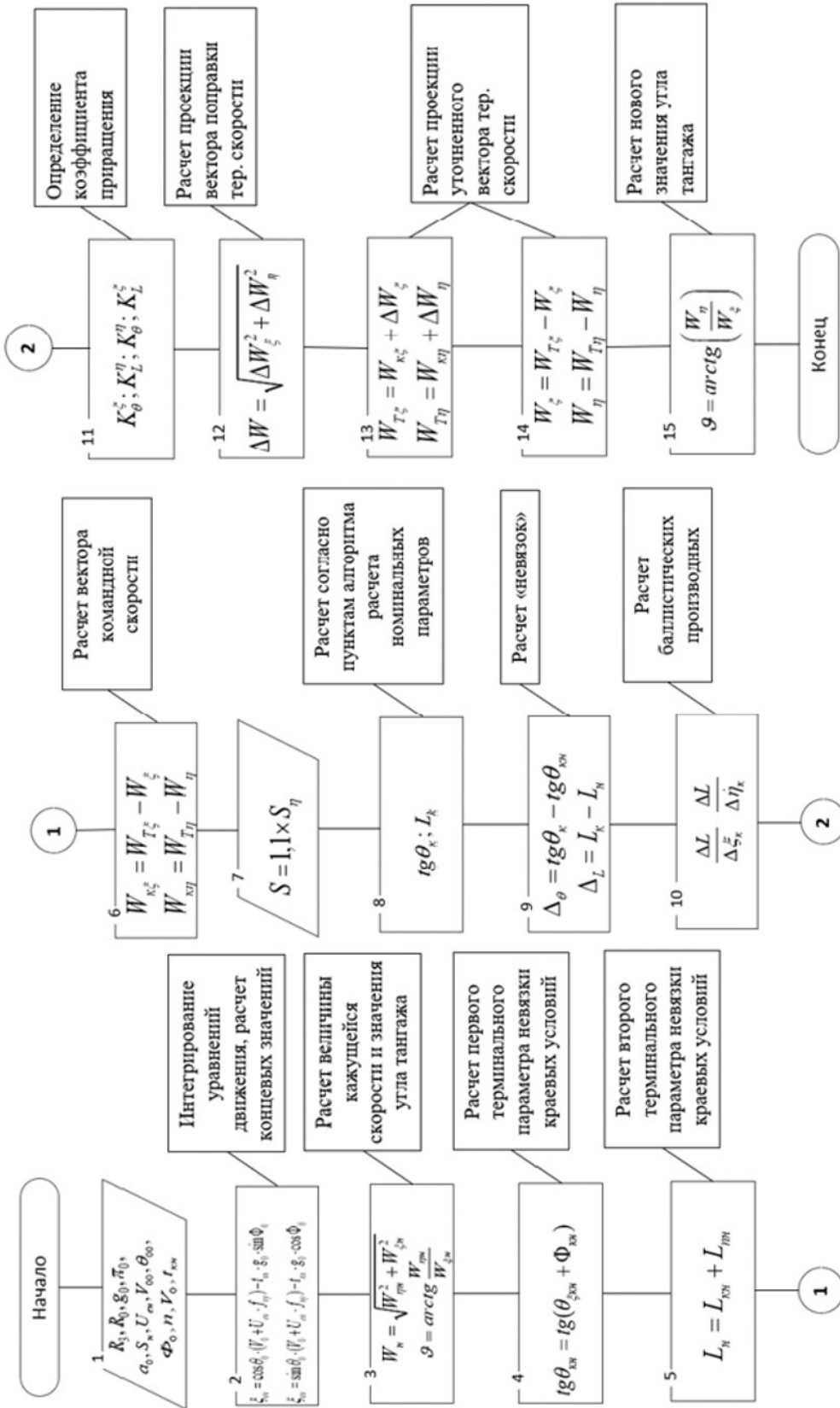


Рис. 4. Алгоритм расчета возмущенных параметров движения

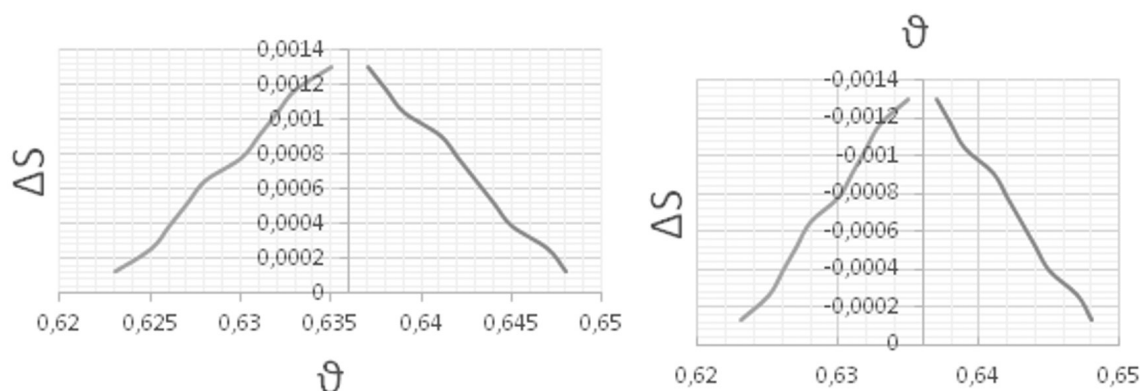


Рис. 5. Графики зависимостей значений погрешности МСРТ от угла тангажа

### Заключение

В работе представлены математическая модель движения ЛА при оперативном изменении целеуказаний в полете, алгоритм расчета номинальных параметров движения ЛА и алгоритм расчета возмущенных параметров ЛА. Рассмотрена возможность применения в алгоритмах расчетов параметров методов деформированных градиентов.

Анализ полученных данных и зависимостей позволяет сделать вывод, что при использовании перспективных, разработанных алгоритмов расчета параметров движения БЛА, была достигнута минимизация параметров терминального промаха, на основании этого можно сделать вывод, что полученные научные результаты позволяют достичь поставленную цель научного исследования.

### Литература

1. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом / В.Н. Буков. — М.: Наука. 1987. 301 с.
2. Барков В.В. Краевая задача оптимального управления нелинейными детерминированными системами / В.В. Барков, Ю.А. Кочетков // Теория и системы управления. 1995. № 6. С. 90–95.
3. Половинчук Н.Я. Синтез алгоритма терминально-оптимального управления высокоско-

ростным маневрирующим летательным аппаратом / Н.Я. Половинчук, С.В. Иванов // Двойные технологии. 2017. № 1. С. 43–44.

4. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. — М.: Наука. 1987. 712 с.
5. Чернов А.А. Метод оценки возмущений в алгоритмах решения навигационных задач / Чернов А.А., Ястребов В.Д. // Космич. исслед. 1984. Т. 22. № 3. С. 537–542.

### References

1. Bukov V.N. Adaptive predictive flight control system. — M.: Science. 1987. 301 p.
2. Barkov V.V. Boundary value problem of optimal control of nonlinear deterministic systems / V.V. Barkov, Yu.V. Kochetkov // Teoriya i sistemy upravleniya. 1995. № 6. P. 90–95.
3. Polovinchuk N.Ya. Synthesis of an algorithm of terminal optimal control of high-speed maneuvering aircraft / N.Ya. Polovinchuk, S.V. Ivanov // Dvoynye tehnologii. 2017. № 1. P. 43–44.
4. Handbook of automatic control theory Ed. by A. Krasovsky. — M.: Science. 1987. 712 p.
5. Chernov A.A. Method of estimation of disturbances in the algorithms for solving navigation tasks / A.A. Chernov, V.D. Yastrebov // Kosmicheskie issledovaniya. 1984. T. 22. № 3. P. 537–542.