

РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОГО АЛГОРИТМА ОТКАЗОУСТОЙЧИВОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ОТСЛЕЖИВАНИЕМ СПУСКАЕМЫМ АППАРАТОМ ТИПА НЕСУЩИЙ КОРПУС

DEVELOPMENT OF AN ADAPTIVE ALGORITHM FOR FAULT-TOLERANT TRAJECTORY TRACKING CONTROL OF A LIFTING-BODY DESCENT VEHICLE

Wu Zhengjie
Liang Gaoyu

Summary. The article presents the development of an adaptive algorithm for a fault-tolerant automatic control system of a lifting-body descent vehicle's trajectory under conditions of partial or complete engine failure. The relevance of the research is driven by the lack of methods capable of simultaneously ensuring high control accuracy, stability in the event of a complete loss of thrust, and real-time operation on onboard computers. A hybrid approach based on a combination of a Linear-Quadratic Regulator (LQR) and a Genetic Algorithm (GA) is proposed, which automatically reconfigures the controller parameters when thrust changes, minimizing deviations from the reference trajectory. The mathematical model of the vehicle includes a system of nonlinear differential equations for center-of-mass motion, accounting for aerodynamic forces and engine failure factors. Taylor series expansion was used for model linearization, and the optimization of the LQR weight matrices was performed using the GA, achieving a balance between control accuracy and energy consumption. Simulation results in MATLAB showed that the proposed system reduces altitude deviation by 60 % and pitch angle deviation by 85 % compared to an open-loop control system. The practical value of the research is confirmed by the possibility of integrating the developed algorithm into existing control systems and enhancing the reliability of reusable spacecraft.

Keywords: fault-tolerant control, lifting-body descent vehicle, linear-quadratic regulator, genetic algorithm, engine failure.

У Чжэнцзе

Аспирант, ФГБОУ ВО Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана
2433474284@qq.com

Лян Гаюю

Аспирант, ФГБОУ ВО Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана
lianggy97@gmail.com

Аннотация. В статье представлена разработка адаптивного алгоритма для отказоустойчивой системы автоматического управления траекторией спускаемого аппарата (СА) типа несущий корпус в условиях частичного или полного отказа двигателей. Актуальность исследования обусловлена отсутствием методов, способных одновременно обеспечивать высокую точность управления, устойчивость при полной потере тяги и работу в реальном времени на бортовых вычислителях. Предложен гибридный подход, основанный на сочетании линейно-квадратичного регулятора (ЛКР) и генетического алгоритма (ГА), который автоматически перенастраивает параметры регулятора при изменении тяги, минимизируя отклонения от опорной траектории. Математическая модель СА включает систему нелинейных дифференциальных уравнений движения центра масс с учётом аэродинамических сил и факторов отказа двигателей. Для линеаризации модели использовано разложение в ряд Тейлора, а оптимизация весовых матриц ЛКР выполнена с помощью ГА, что позволило достичь баланса между точностью управления и энергозатратами. Результаты моделирования в MATLAB показали, что предложенная система позволяет снизить отклонение по высоте на 60 %, а по скоростным углам тангажа — на 85 % по сравнению с системой разомкнутого управления. Практическая ценность исследования подтверждается возможностью интеграции разработанного алгоритма в существующие системы управления и повышением надёжности многоразовых космических аппаратов.

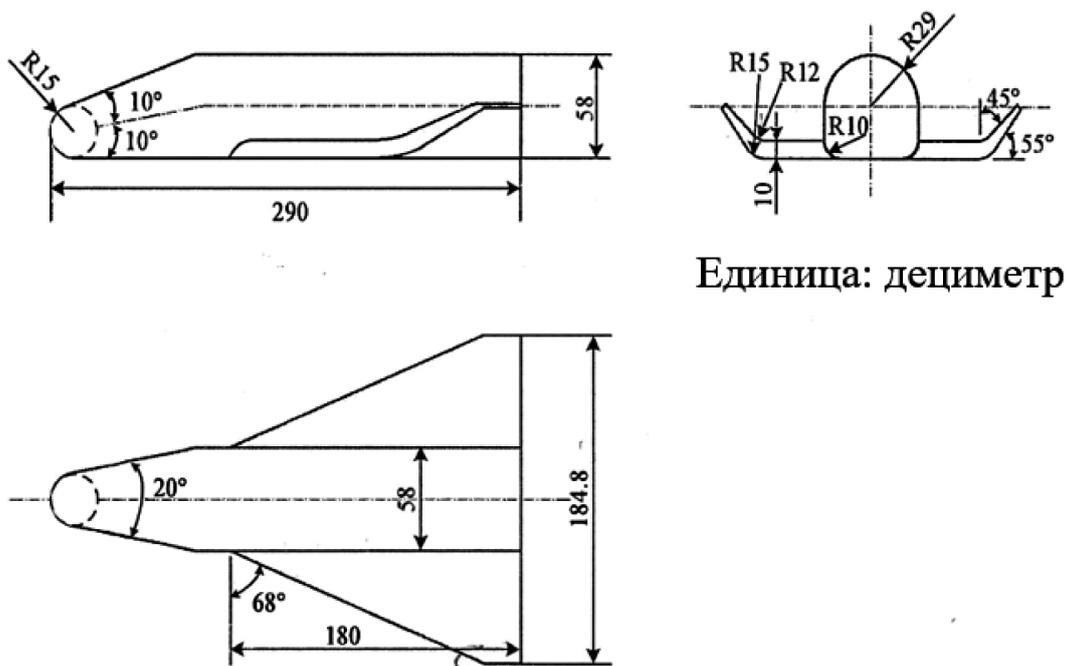
Ключевые слова: отказоустойчивое управление, спускаемый аппарат типа несущий корпус, линейно-квадратичный регулятор, генетический алгоритм, отказ двигателей.

Введение

Современный этап развития космических технологий характеризуется экспоненциальным ростом количества запусков космических аппаратов. Вместе с тем сохраняется проблема частичных отказов двигателей у спускаемых аппаратов типа несущий корпус на критической фазе входа в атмосферу [1]. Подобные инциденты приводят к существенной, а в ряде случаев

и к критической, потере точности посадки, создавая прямую угрозу для безопасности экипажа [2]. Актуальность решения данной задачи многократно возрастает в свете прогнозируемого дальнейшего значительного увеличения частоты космических запусков [3–5].

Существующие методы управления, такие как скользящий режим [6] и метод обратного шага [7–9], обладают принципиальными ограничениями: первый требует точ-



Единица: дециметр

Рис. 1. Схема спускаемого аппарата типа несущий корпус

ной математической модели возмущений, а второй отличается высокой вычислительной сложностью. Классический линейно-квадратичный регулятор (ЛКР [10]) и метод прогнозирующего управления [11] теряют устойчивость даже при полной потере тяги, что подтверждает необходимость разработки новых адаптивных алгоритмов.

Основная научная проблема заключается в отсутствии эффективных методов управления траекторией при частичных отказах двигателей, способных одновременно гарантировать устойчивость при полной потере тяги. В отличие от традиционных подходов, в данном исследовании предлагается отказоустойчивая система автоматического управления на основе адаптивного линейно-квадратичного регулятора, параметры которого оптимизированы с помощью генетического алгоритма. Разработанный подход позволяет автоматически перенастраивать параметры регулятора при изменении тяги, минимизировать отклонения от опорной траектории, обеспечивать стабильное управление орбитой спускаемого аппарата типа несущий корпус и сохранять работоспособность системы в условиях резкого изменения параметров повторного входа в атмосферу.

Материалы и методы

В данной статье объектом управления является спускаемый аппарат типа несущий корпус с гибкими крыльями, изготовленными из двух материалов: полимерной оболочки и мембраны из углеродного волокна. Схема модели объекта управления показана на рисунке 1, где единицы длины выражены в миллиметрах (мм), а единицы угла — в градусах (°).

При построении уравнений движения в скоростной системе координат состояние движения спускаемого аппарата типа несущий корпус описывается следующими переменными: высоту h , величину скорости V , скоростной угол тангажа ϑ_a , геоцентрическую долготу θ и геоцентрическую широту λ , и скоростной угол рысканья ψ_a [12].

Движение центра масс спускаемого аппарата типа несущий корпус описывается системой дифференциальных уравнений в виде:

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{X_a}{m} - g \sin \vartheta_a + \omega_o^2 r \cos \lambda \begin{pmatrix} \cos \lambda \sin \vartheta_a - \\ -\sin \lambda \cos \psi_a \cos \vartheta_a \end{pmatrix} + T_t \\ \dot{\vartheta}_a = \frac{Y_a \cos \psi_a}{mV} + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \vartheta_a + 2\omega_o \sin \psi_a \cos \lambda + \\ + \frac{\omega_o^2 r \cos \lambda}{V} (\sin \lambda \sin \vartheta_a \cos \psi_a + \cos \lambda \cos \vartheta_a) \\ \dot{h} = V \sin \vartheta_a \\ \dot{\psi}_a = \frac{Y_a \sin \psi_a}{mV \cos \vartheta_a} + \frac{V \sin \psi_a \cos \vartheta_a \tan \lambda}{r} + \\ + \frac{\omega_o^2 r \sin \lambda \sin \psi_a \cos \lambda}{V \cos \vartheta_a} + 2\omega_o (\sin \lambda - \cos \lambda \cos \psi_a \tan \vartheta_a) \\ \dot{\theta} = \frac{V \cos \vartheta_a \sin \psi_a}{r \cos \lambda} \\ \dot{\lambda} = \frac{V \cos \vartheta_a \cos \psi_a}{r} \end{cases} \quad (1)$$

Где, m — масса спускаемого аппарата типа несущий корпус; g — ускорение свободного падения; ψ — угол наклона спускаемого аппарата типа несущий корпус; r — геоцентрическое расстояние, $r = R_e + h$; R_e — радиус Земли; S

— характерная площадь спускаемого аппарата типа несущий корпус; ρ — плотность атмосферы, $\rho = \rho_0 e^{-h/h_s}$; h_s — стандартная высота; ρ_0 — стандартная плотность атмосферы; T_t — ускорение, создаваемое двигательной тягой. C_{xa} — коэффициент сопротивления; C_{ya} — коэффициент подъемной силы.

Отметим, что коэффициент сопротивления и коэффициент подъемной силы зависят от угла атаки α и числа Маха M , т.е:

$$C_{xa} = c_0 + c_1 \cdot \alpha + c_2 \cdot M + c_3 \cdot \alpha^2 + c_4 \cdot \alpha \cdot M + c_5 \cdot M^2 \quad (2)$$

$$C_{ya} = d_0 + d_1 \cdot \alpha + d_2 \cdot M + d_3 \cdot \alpha^2 + d_4 \cdot \alpha \cdot M + d_5 \cdot M^2 \quad (3)$$

Где $c_0, c_1, c_2, c_3, c_4, c_5$ и $d_0, d_1, d_2, d_3, d_4, d_5$ являются аэродинамическими константами.

С учетом модели отказа двигателей система уравнений (1) приводится к следующему виду:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + f\mathbf{T} \quad (4)$$

Где, \mathbf{F} — система дифференциальных уравнений движения центра масс спускаемого аппарата типа несущий корпус; \mathbf{x} — вектор состояния движения центра масс спускаемого аппарата типа несущий корпус, т.е. $\mathbf{x} = [h, \theta, \lambda, V, \vartheta_a, \psi_a]^T$; \mathbf{u} — управляющее воздействие, т.е. $\mathbf{u} = [\alpha, \nu]^T$. \mathbf{T} — вектор ускорения, создаваемое двига-

тельной тягой, т.е. $\mathbf{T} = [0, 0, 0, Tt, 0, 0]^T$. Коэффициент f представляет собой индикатор отказа, принимающий значения в диапазоне от 0 до 1 и характеризующий степень потери тяги двигательной установки: при $f = 1$ двигатель функционирует нормально. При $f = 0$, что соответствует полному отказу двигательной установки, система уравнений движения центра масс спускаемого аппарата типа несущий корпус принимают следующий вид:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (5)$$

Для линеаризованной систему нелинейных дифференциальных уравнений запишем разложение Тейлора выражения (5) по опорной траектории:

$$\delta\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_{ref}\delta\mathbf{x} + \mathbf{B}_{ref}\delta\mathbf{u} \quad (6)$$

$$\mathbf{A}_{ref} = \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{x}_{ref}, \mathbf{u}_{ref})}{\partial \mathbf{x}_{ref}}, \mathbf{B}_{ref} = \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{x}_{ref}, \mathbf{u}_{ref})}{\partial \mathbf{u}_{ref}}$$

Где, $\delta\mathbf{x}$ является вектором погрешностей состояния движения, полученным измерительным устройством, т.е. $\delta\mathbf{x} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref} = [\delta h, \delta\theta, \delta\lambda, \delta V, \delta\vartheta_a, \delta\psi_a]^T$; \mathbf{x}_{ref} — вектор состояния движения по опорной траектории; $\delta\mathbf{u}$ является вектором погрешностей управляющих воздействий, т.е. $\delta\mathbf{u} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_{ref} = [\delta\alpha, \delta\nu]^T$; \mathbf{u}_{ref} — управляющее воздействие по опорной траектории. \mathbf{A}_{ref} и \mathbf{B}_{ref} — матрицы Якоби системы дифференциальных уравнений движения спускаемого аппарата типа несущий корпус по опорной траектории. Матрицы Якоби $\partial\mathbf{F}/\partial\mathbf{x}$ и $\partial\mathbf{F}/\partial\mathbf{u}$ имеют следующий вид:

$$\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{x}}(:, 1:3) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\frac{V \cos \vartheta_a \sin \psi_a}{r^2 \cos \lambda} & 0 & \frac{V \cos \vartheta_a \sin \psi_a \sin \lambda}{r \cos^2 \lambda} \\ -\frac{V \cos \vartheta_a \cos \psi_a}{r^2} & 0 & 0 \\ \frac{2 \sin \vartheta_a}{r^2} + \frac{C_{xa} \rho V^2 R_e S}{2 m h_s} & 0 & 0 \\ \frac{1}{V} \left(-\frac{C_{ya} \rho V^2 R_e S}{2 m h_s} \cos \nu - \frac{V^2 \cos \vartheta_a}{r^2} + \frac{2 \cos \vartheta_a}{r^2} \right) & 0 & 0 \\ -\frac{\sin \nu}{h_s V \cos \vartheta_a} - \frac{\cos \vartheta_a \sin \psi_a \tan \lambda}{r^2} & 0 & \frac{V \cos \vartheta_a \sin \psi_a (1 + \tan^2 \lambda)}{r} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{x}}(:, 4:6) = \begin{bmatrix} \sin \vartheta_a & V \cos \vartheta_a & 0 \\ \frac{\cos \vartheta_a \sin \psi_a}{r \cos \lambda} & -\frac{V \sin \vartheta_a \sin \psi_a}{r \cos \lambda} & \frac{V \cos \vartheta_a \cos \psi_a}{r \cos \lambda} \\ \frac{\cos \vartheta_a \cos \psi_a}{r} & -\frac{V \sin \vartheta_a \cos \psi_a}{r} & -\frac{V \cos \vartheta_a \sin \psi_a}{r} \\ \frac{C_{xa} \rho V R_e S}{m} & -\frac{\cos \vartheta_a}{r^2} & 0 \\ \frac{C_{ya} \rho R_e S \cos \nu}{2 m r} + \frac{\cos \vartheta_a}{r^2} + \frac{\cos \vartheta_a}{\nu^2 r^2} & -\sin \vartheta_a \left(\frac{\nu}{r} - \frac{1}{\nu r^2} \right) & 0 \\ \frac{C_{ya} \rho R_e S \sin \nu}{2 m h_s \cos \vartheta_a} + \frac{\cos \vartheta_a \sin \psi_a \tan \lambda}{r} & \frac{\sin \nu \sin \vartheta_a}{V \cos^2 \vartheta_a} - \frac{V \sin \vartheta_a \sin \psi_a \tan \lambda}{r} & \frac{V \cos \vartheta_a \cos \psi_a \tan \lambda}{r} \end{bmatrix}$$

$$\frac{\partial F}{\partial u} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{\rho V^2 S (c_1 + 2c_3 \cdot \alpha + c_4 \cdot M)}{2m} \\ \frac{C_{ya} \rho V S \sin \Theta}{2m} & \frac{\rho V S (d_1 + 2d_3 \cdot \alpha + d_4 \cdot M) \cos \Theta}{2m} \\ \frac{C_{ya} \rho V S \cos \Theta}{2m \cos \Theta_a} & \frac{\rho V S (d_1 + 2d_3 \cdot \alpha + d_4 \cdot M) \sin \Theta}{2m \cos \Theta_a} \end{bmatrix} \quad (8)$$

В результате преобразования линеаризования система имеет вид:

$$\dot{x} = A_{ref} x + B_{ref} u \quad (9)$$

На рисунке 2 показана структурная схема отказоустойчивой системы автоматического управления.

Где, $x(t)$ — фактические вектор состояния СА; $x_{ref}(t)$ — вектор состояния СА по опорной траектории в штатном режиме работы; $x_{ea}(t)$ — измеряемый вектор состояния СА. Отклонение $\delta x(t)$ представляет собой разность между измеренным вектором состояния $y_{ea}(t)$ и эталонным вектором $x_{ref}(t)$ состояния движения спускаемого аппарата типа несущий корпус, т.е. $\delta x(t) = x_{ea}(t) - x_{ref}(t)$. Данный сигнал поступает в исполнительное устройство системы управления, где после анализа регулятором ЛКР-ГА формируются соответствующие управляющие воздействия на объект регулирования.

Структурная схема исполнительного устройства представлена на рисунке 3. Сигналы опорной траектории x_{ref} и u_{ref} подаются на систему дифференциальных уравнений движения спускаемого аппарата типа несущий корпус, в результате чего получаются матрицы Яко-

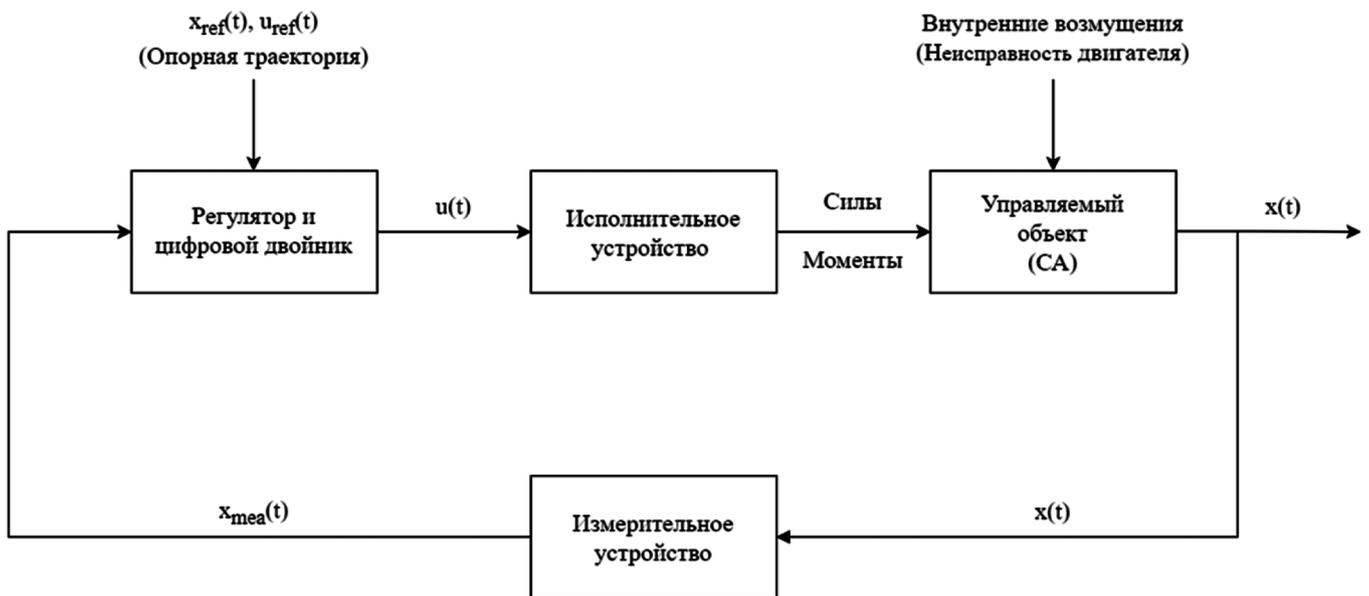


Рис. 2. Структурная схема отказоустойчивой системы управления

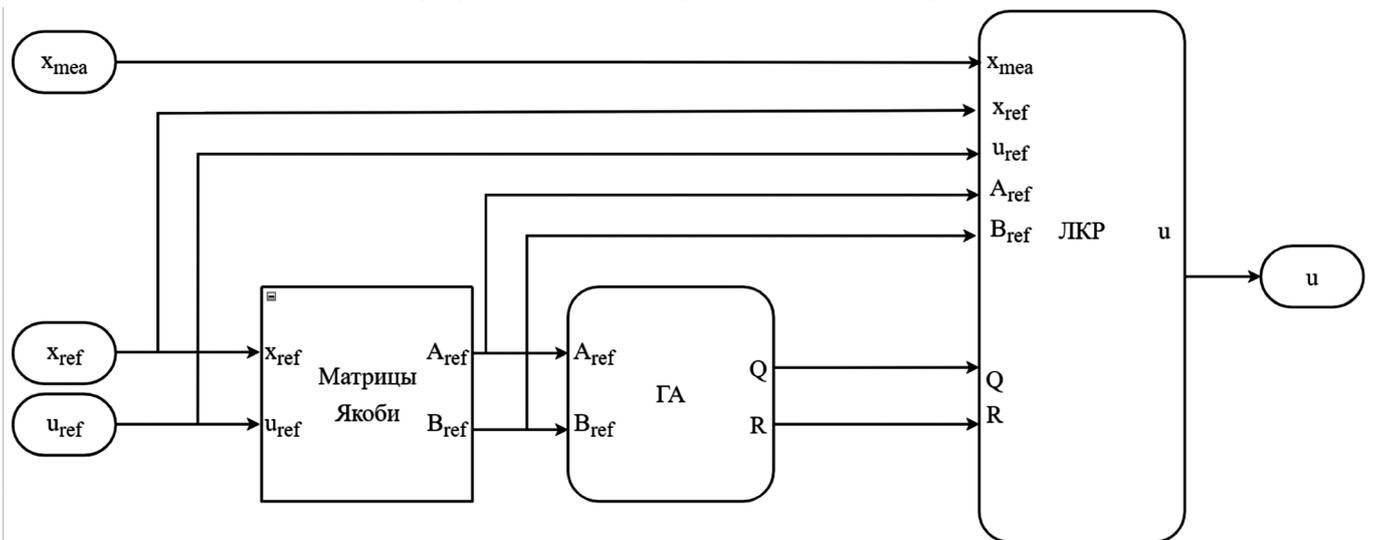


Рис. 3. Структурная схема регулятора и цифрового двойника

би A_{ref} и B_{ref} . Параллельно, используя стратегию селекции генетического алгоритма, в модуле ГА определяются оптимальные параметры весовых матриц Q и R на основе измеряемого вектора состояния x_{ea} . Полученные параметры передаются в регулятор ЛКР для вычисления управляющего воздействия u , реализуемого исполнительным устройством отказоустойчивой системы управления.

Согласно принципу максимума Понтрягина [13], закон управления в ЛКР имеет вид:

$$\delta u = -R^{-1}B_{ref}^T P \delta x = -K \delta x \quad (10)$$

Где, $K = R^{-1}B^T P$ — матрица усиления; P — матрица усиления; P — решение дискретного уравнения Риккати [14]:

$$A_{ref}^T P + P A_{ref} - P B_{ref} R^{-1} B_{ref}^T P + Q = 0 \quad (11)$$

Где, Q и R — весовые матрицы.

На рисунке 4 представлена блок-схема генетического алгоритма (ГА или в обозначениях переменных — GA [16]). Для моделирования биологической эволюции создается начальная популяция, математически описываемая в форме:

$$P = \{z_1, z_2, \dots, z_L\} \quad (12)$$

Где z_i ($i=1, 2, \dots, L$) обозначает i -го особи, а L — размер популяции.

Учитывая свойство вещественной симметричности весовых матриц, весовые матрицы Q_i и R_i закодированы в виде генов особей популяции генетического алгоритма:

$$Q_i = \begin{bmatrix} q_{i1} & q_{i2} & q_{i3} & q_{i4} & q_{i5} & q_{i6} \\ q_{i2} & q_{i7} & q_{i8} & q_{i9} & q_{i10} & q_{i1} \\ q_{i3} & q_{i8} & q_{i12} & q_{i13} & q_{i14} & q_{i15} \\ q_{i4} & q_{i9} & q_{i13} & q_{i16} & q_{i17} & q_{i18} \\ q_{i5} & q_{i10} & q_{i14} & q_{i17} & q_{i19} & q_{i20} \\ q_{i6} & q_{i11} & q_{i15} & q_{i18} & q_{i20} & q_{i21} \end{bmatrix}, R_i = \begin{bmatrix} r_{i1} & r_{i2} \\ r_{i2} & r_{i3} \end{bmatrix} \quad (13)$$

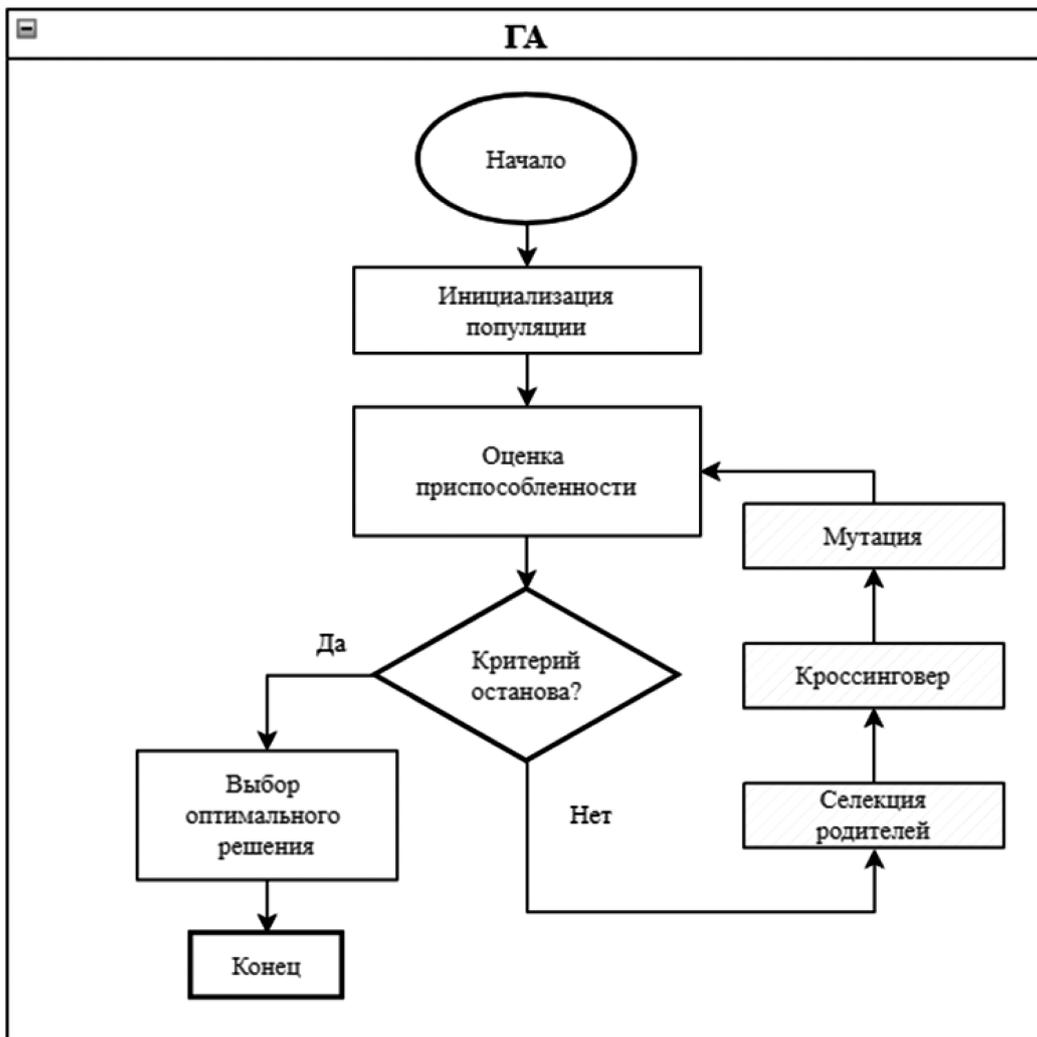


Рис. 4. Блок-схема модули ГА

Где, $q_{i1}, q_{i2}, \dots, q_{i21}$ и r_{i1}, r_{i2}, r_{i3} являются генами особи z_i ($i=1,2,\dots,L$) в популяции P .

После инициализации популяции требуется оценить приспособленность $p(z_i)$ каждой особи в популяции.

$$\Phi(z_i) = \int |\delta y_i(T)| dT, i = 1, 2, \dots, L \quad (14)$$

Где, $\Phi(z_i)$ — функция приспособленности для i -го особи, от значения которой вероятность выживания особи z_i должна зависеть;

Согласно методу рулетки чем лучше значение функции приспособленности особи, тем вероятнее её вероятность выбора:

$$p(z_i) = \frac{\Phi_{max} - \Phi(z_i)}{\sum_{j=1}^L [\Phi_{max} - \Phi(z_j)]}, i = 1, 2, \dots, L \quad (15)$$

Где, $p(z_i)$ — вероятность выбора i -го особи на этапе отбора, используемую для оценки приспособленности каждой особи в популяции; Φ_{max} — максимальное значение функции приспособленности $\Phi(z_i), i = 1, 2, \dots, L$.

Посредством вышеописанного процесса, на основе функции приспособленности выбирается оптимальная особь, а затем на основе этой особи с помощью операций скрещивания и мутации создаётся новое поколение особей. Данный процесс повторяется до тех пор, пока значение функции приспособленности не сойдётся, что позволяет получить окончательно оптимальные матрицы Q и R при отказе двигателей спускаемого аппарата типа несущий корпус.

Литературный обзор

Исследования [1, 2] посвящены проблеме точного управления и посадки бездвигательных спускаемых аппаратов (СА) типа несущий корпус, акцентируя сложности достижения заданной точности в условиях от-

сутствия активной тяги. Актуальность данной задачи многократно возрастает в контексте прогнозируемого роста интенсивности пилотируемых космических полетов [3–5]. Для преодоления ограничений современных методов управления, таких как высокая вычислительная сложность [7–9] и недостаточная робастность [6], в данной работе предлагается адаптивная отказоустойчивая система на базе линейно-квадратичного регулятора (ЛКР) [10]. Разработанный подход, учитывающий идеи прогнозирующего управления [11], обеспечивает адаптацию параметров регулирования в реальном времени. Математическая модель основана на общепризнанной нелинейной модели движения центра масс СА [12], адекватно учитывающей аэродинамические силы, гравитацию и вращение Земли. Синтез регулятора осуществляется на основе принципа максимума Понтрягина [13], а для решения дискретного уравнения Риккати [14] применяется генетический алгоритм (ГА) [15, 16] для оптимизации весовых матриц. Использование опорной траектории, кинематических матриц Якоби и аэродинамических коэффициентов из [17] позволяет системе вычислять управляющие воздействия, стабилизирующие аппарат на заданной траектории при отказах двигательной установки.

Результаты

В работе проведено компьютерное моделирование временной динамики вектора состояния $x = [h, \theta, \lambda, V, \vartheta, \psi]^\top$ спускаемого аппарата типа несущий корпус (рис. 1) в условиях отказа силовой установки при управлении на основе адаптивного алгоритма ЛКР-ГА. При этом аэродинамические коэффициенты [17], входящие в уравнения (2) и (3), были получены методом наименьших квадратов в среде MATLAB и приведены в таблице. 1.

При отказе маршевых двигателей спускаемого аппарата типа несущий корпус за начало отсчёта времени принят момент $t_0 = 0$ с. Начальный вектор состояния $x_0 = [h_0, \theta_0, \lambda_0, V_0, \vartheta_0, \psi_0]^\top$ в этот момент приведён в табл. 2.

Таблица 1.

Аэродинамические константы спускаемого аппарата

| c_0 | c_1 | c_2 | c_3 | c_4 | c_5 |
|------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------|-------------------------|------------------------|
| $5,471 \times 10^{-3}$ | $2,522 \times 10^{-3}$ | $-2,894 \times 10^{-3}$ | $9,968 \times 10^{-5}$ | $-1,211 \times 10^{-6}$ | $8,48 \times 10^{-5}$ |
| d_0 | d_1 | d_2 | d_3 | d_4 | d_5 |
| 0,02434 | $-1,493 \times 10^{-3}$ | $-9,829 \times 10^{-4}$ | $1,345 \times 10^{-4}$ | $-1,468 \times 10^{-5}$ | $3,292 \times 10^{-6}$ |

Таблица 2.

Начальный вектор состояния спускаемого аппарата

| Время t_0 (с) | Высота h_0 (км) | Долгота θ_0 (град) | Широта λ_0 (град) | Скорость V_0 (м/с) | скоростной угол тангажа ϑ_0 (град) | скоростной угол рыскания ψ_0 (град) |
|-----------------|-------------------|---------------------------|---------------------------|----------------------|--|--|
| 0 | 45,814 | 22,19 | 0,32 | 6500 | -0,95 | -6,48 |

В момент времени $t_0 = 0$ с начальные управляющие воздействия $\mathbf{u}_0 = [\alpha_0 \ \nu_0]^T$ спускаемого аппарата типа несущий корпус приведены в табл. 3.

Таблица 3.

Начальные управляющие воздействия спускаемого аппарата

| Время t_0 (с) | Угол атаки α_0 (°) | Угол наклона ν_0 (°) |
|-----------------|---------------------------|--------------------------|
| 0 | 19,33 | 14,81 |

В штатном режиме движение спускаемого аппарата типа «несущий корпус» соответствует опорной траектории $\mathbf{x}_{ref} = [h_{ref} \ \theta_{ref} \ \lambda_{ref} \ V_{ref} \ \vartheta_{a \ ref} \ \psi_{a \ ref}]^T$ при задающих воздействиях $\mathbf{u}_{ref} = [\alpha_{ref} \ \nu_{ref}]^T$. Для анализа эффективности проводится сравнение динамики координат положения и вектора скорости при использовании отказоустойчивой системы ЛКР-ГА и в режиме разомкнутого управления. На рис. 5–7 представлены результаты имитационного моделирования в среде MATLAB.

Обсуждение

Анализ сравнительных графиков временной зависимости координат положения спускаемого аппарата типа несущий корпус демонстрирует, что при использовании автоматической отказоустойчивой системы управления

ЛКР-ГА, в отличие от разомкнутого управления, высотная характеристика аппарата не имеет значительных колебаний при одновременном снижении отклонения от опорной траектории более чем на 60%, что свидетельствует о существенно более эффективной компенсации негативного влияния отказа двигателей на вертикальную составляющую траектории. Кроме того, при разомкнутом управлении наблюдается выраженный периодический колебательный режим по скоростному углу тангажа, а система ЛКР-ГА обеспечивает плавное изменение угла с отклонениями в допустимых пределах, снижая максимальную ошибку более чем на 85%.

Заключение

Проведённое исследование подтвердило высокую эффективность разработанного адаптивного алгоритма ЛКР-ГА для отказоустойчивого управления траекторией спускаемого аппарата типа «несущий корпус» в условиях отказа двигателей. Теоретическая и практическая значимость работы заключается в разработке адаптивного алгоритма, сочетающего преимущества линейно-квадратичного регулятора (гарантированная устойчивость) и генетического алгоритма (адаптивность к изменяющимся условиям), а также в математическом доказательстве устойчивости системы при полной потере тяги,

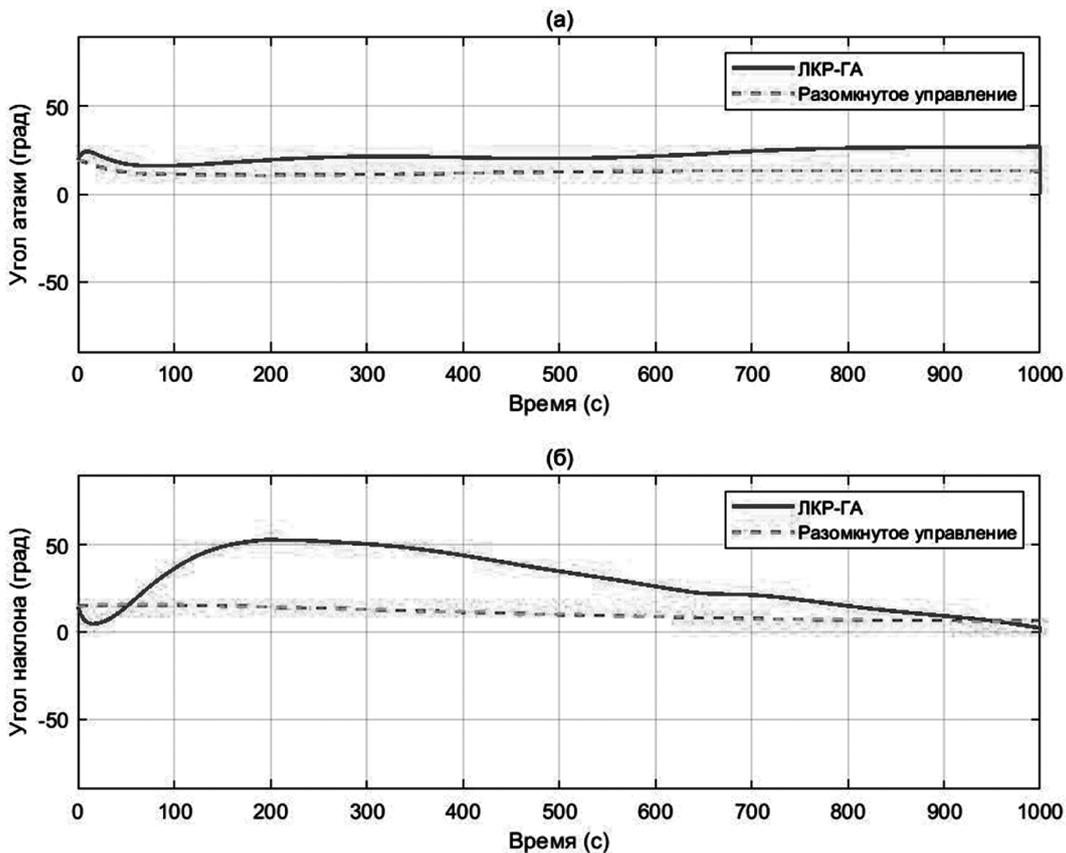


Рис. 5. Временные зависимости управляющих воздействий после отказа двигателей: (а) — угол атаки, (б) — угол крена

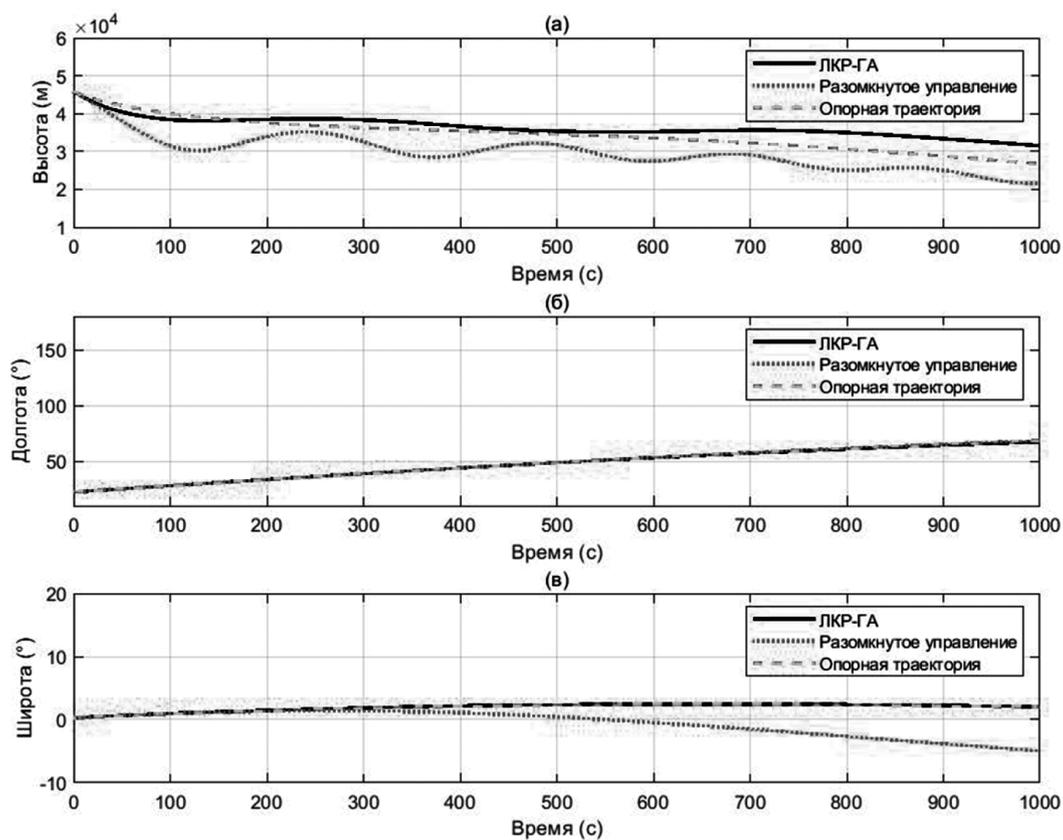


Рис. 6. Графики сравнения временной зависимости координат положения СА при применении ЛКР-ГА и в режиме разомкнутого управления: (а) — высота, (б) — геоцентрическая долгота, (в) — геоцентрическая широта

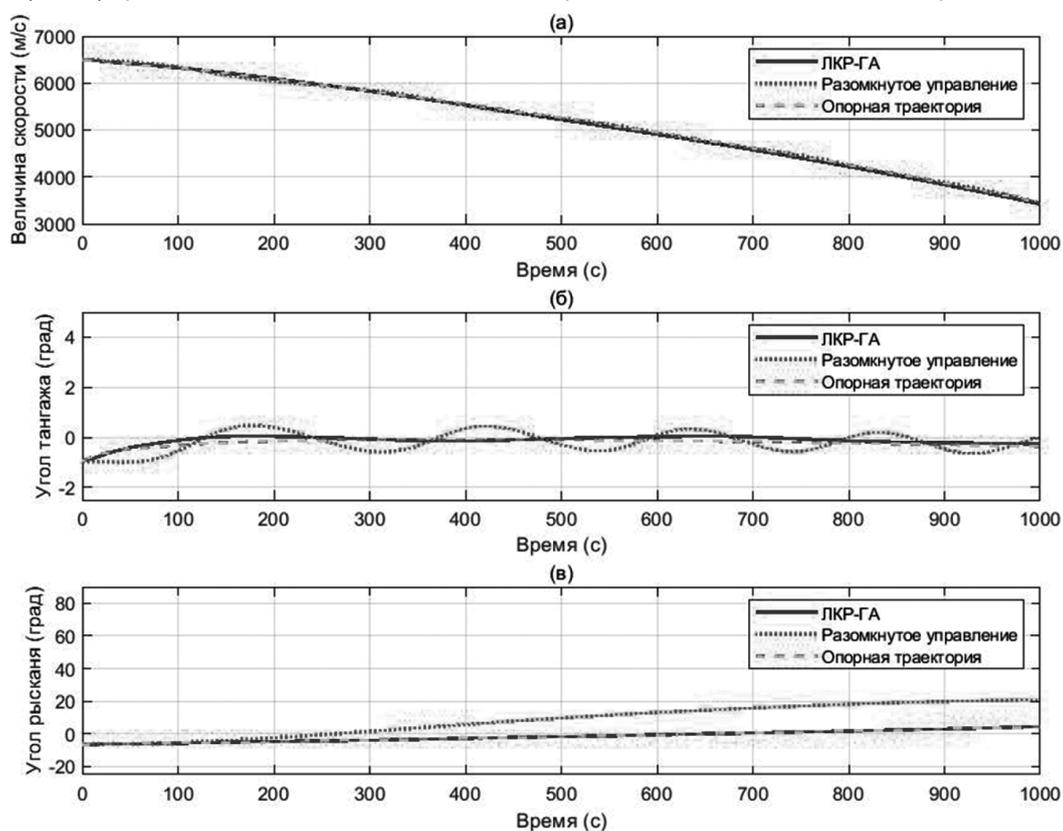


Рис. 7. Графики сравнения временной зависимости вектора скорости СА при применении ЛКР-ГА и в режиме разомкнутого управления: (а) — величина скорости, (б) — геоцентрическая долгота, (в) — геоцентрическая широта

обеспечивающей продолжение движения по опорной траектории. По сравнению с разомкнутым управлением, адаптивный алгоритм ЛКР-ГА обеспечивает значительное повышение точности управления по высоте и скорости, а также существенно снижает влияние отката двигателей на географические координаты аппарата в процессе спуска, что в итоге повышает точность посадки спускаемого аппарата типа «несущий корпус» и снижает вероятность аварийных ситуаций. Получен-

ные результаты открывают перспективы для интеграции данного решения в системы управления многоразовых космических аппаратов, дальнейшей оптимизации вычислительной сложности для задач с большим числом управляемых параметров, а также для новых исследований в области учета нелинейных атмосферных эффектов и разработки методов машинного обучения для онлайн-адаптации весовых матриц ЛКР.

ЛИТЕРАТУРА

1. Fedele A., Omar S., Cantoni S., & Savino R. (2021). Precise re-entry and landing of propellantless spacecraft. *Advances in Space Research*, 68(1), 329–340.
2. Mindiak B. (n.d.). Improving the Efficiency and Accuracy of Landing Site Error Calculations for Re-Entry Vehicles. Georgia Institute of Technology.
3. McCall S.M. (n.d.). National security space launch. Defense Technical Information Center.
4. Kulu E. (2021). Small launchers-2021 industry survey and market analysis. NewSpace.
5. Daehnick C., Gang J., & Rozenkopf I. (n.d.). Space launch: Are we heading for oversupply or a shortfall? Key4biz.
6. Castellanos-Cárdenas D., Posada N.L., Orozco-Duque A., et al. (n.d.). A review on data-driven model-free sliding mode control. MDPI.
7. Bai Z., Luo X., Li M., et al. (n.d.). Adaptive Backstepping Control for Nonlinear Vehicles with Guaranteed String Stability and Suppressed Cascade Fluctuations. IEEE.
8. Zhong M., Cao J., & Liu H. (2024). Adaptive neural network optimal backstepping control of strict feedback nonlinear systems via reinforcement learning. IEEE.
9. Tao G., & Joshi S.M. (2006). Adaptive fault-tolerant control of aerospace vehicles. CRC Press.
10. Kwakernaak H., & Sivan R. (1972). Linear optimal control systems. John Wiley & Sons.
11. Maciejowski J.M. (2002). Predictive control with constraints. Prentice Hall.
12. Цзоу И. Исследование конструкции траектории схода с орбиты и методов наведения спускаемых аппаратов типа несущий корпус: автореф. дис. ... канд. техн. наук / Цзоу И; Национальный университет оборонных технологий. — 2014. — 175 с.
13. Naidu D.S. (2002). Optimal Control Systems. CRC Press.
14. Cheng F.C.H., Fan W.H., & Chen Y.S. (2005). Multi-objective optimization for LQR controller design using genetic algorithms. *International Journal of Systems Science*, 36(12), 793–801.
15. Goldberg D.E. (1989). Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning. Addison-Wesley.
16. Генетический алгоритм [Электронный ресурс] // Википедия. — 10.10.2023. — URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Генетический_алгоритм (дата обращения: 11.03.2025).
17. У, Ч. Расчет динамики движения спускаемого аппарата с надувными тормозными устройствами / Ч.У // Студенческая научная весна: Тезисы докладов Всероссийской студенческой конференции, посвященной 175-летию Н.Е. Жуковского, Москва, 01–30 апреля 2022 года. — Москва: Издательский дом «Научная библиотека», 2022. — С. 66–67. — EDN FRVVPX.

© У Чжэнцзе (2433474284@qq.com); Лян Гаоюй (lianggy97@gmail.com)

Журнал «Современная наука: актуальные проблемы теории и практики»