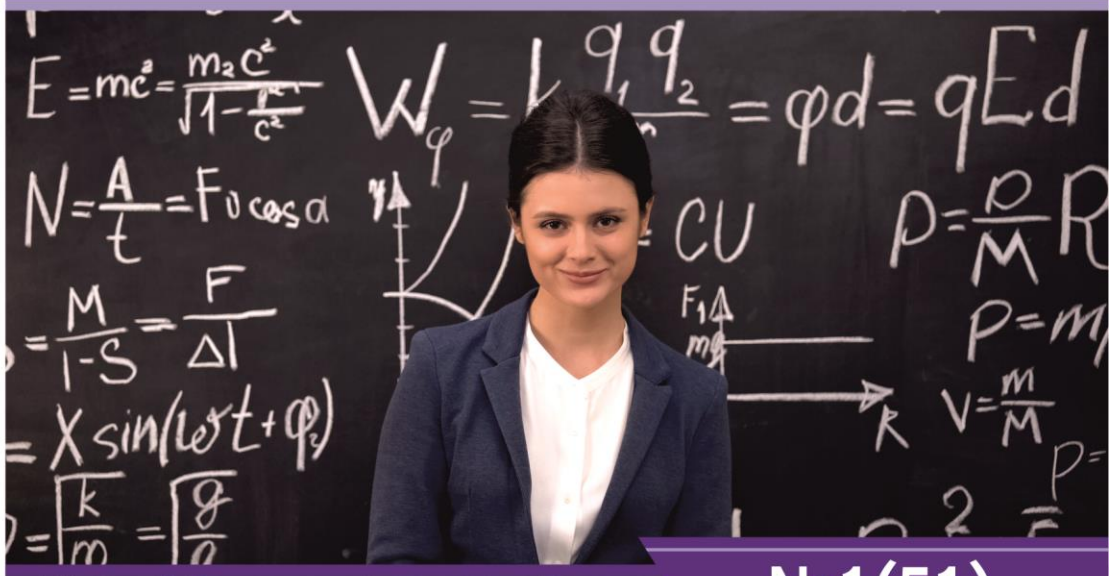




НАУЧНЫЙ
ФОРУМ
nauchforum.ru

ISSN: 2541-8394



№1(51)

НАУЧНЫЙ ФОРУМ: ТЕХНИЧЕСКИЕ И ФИЗИКО- МАТЕМАТИЧЕСКИЕ НАУКИ

МОСКВА, 2022



НАУЧНЫЙ ФОРУМ: ТЕХНИЧЕСКИЕ И ФИЗИКО- МАТЕМАТИЧЕСКИЕ НАУКИ

*Сборник статей по материалам LI международной
научно-практической конференции*

№ 1 (51)
Январь 2022 г.

Издается с декабря 2016 года

Москва
2022

УДК 51/53+62

ББК 22+3

НЗ4

Председатель редколлегии:

Лебедева Надежда Анатольевна – доктор философии в области культурологии, профессор философии Международной кадровой академии, г. Киев, член Евразийской Академии Телевидения и Радио.

Редакционная коллегия:

Ахмеднабиев Расул Магомедович – канд. техн. наук, доц. кафедры строительных материалов Полтавского инженерно-строительного института, Украина, г. Полтава;

Данилов Олег Сергеевич – канд. техн. наук, научный сотрудник Дальневосточного федерального университета;

Маршалов Олег Викторович – канд. техн. наук, начальник учебного отдела филиала ФГАОУ ВО "Южно-Уральский государственный университет" (НИУ), Россия, г. Златоуст.

НЗ4 Научный форум: Технические и физико-математические науки: сб. ст. по материалам LI междунар. науч.-практ. конф. – № 1 (51). – М.: Изд. «МЦНО», 2022. – 40 с.

ISSN 2541-8394

Статьи, принятые к публикации, размещаются на сайте научной электронной библиотеки eLIBRARY.RU.

ISSN 2541-8394

ББК 22+3

© «МЦНО», 2022

Оглавление

Раздел 1. Технические науки	4
1.1. Авиационная и ракетнокосмическая техника	4
ТОЧКИ ЛАГРАНЖА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МИКРОГРАВИТАЦИИ Аревков Максим Андреевич Бузиков Руслан Александрович Воронков Александр Евгеньевич	4
ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ РАКЕТ В БЛИЖНЕЙ ЗОНЕ И ПРИ ОБСТРЕЛЕ ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ ЦЕЛЕЙ До Куанг Тхонг	9
1.2. Информатика, вычислительная техника и управление	25
НЕЧЕТКОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЗАБОЛЕВАНИЙ НА ОСНОВЕ ЭКСПЕРТНЫХ ОЦЕНОК Ертаев Нурхан Кайратович	25
1.3. Радиотехника и связь	29
МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ НА ОСНОВЕ ОБРАТНЫХ СВЯЗЕЙ Шелюто Александра Михайловна	29
1.4. Энергетика	34
ЭЛЕКТРИЧЕСТВО КАК СПОСОБ ОБРАБОТКИ УЗКИХ ПАЗОВ ДЕТАЛЕЙ, СОЗДАНЫХ ИЗ ТВЕРДОСПЛАВНОЙ СТАЛИ Лысков Владимир Иванович Мялкин Павел Николаевич Мельников Виктор Владиславович	34

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

РАЗДЕЛ 1.

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

1.1. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНОКОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ТОЧКИ ЛАГРАНЖА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МИКРОГРАВИТАЦИИ

Аревков Максим Андреевич

*ассистент,
кафедра стартовые и технические ракетные комплексы,
Амурский государственный университет,
РФ, г. Благовещенск*

Бузиков Руслан Александрович

*инженер,
Амурский государственный университет,
РФ, г. Благовещенск*

Воронков Александр Евгеньевич

*инженер,
Амурский государственный университет,
РФ, г. Благовещенск*

LAGRANGE POINTS FOR MICROGRAVITY RESEARCH

Maxim Arevkov

Assistant,
department of launch and technical missile systems,
Amur State University,
Russia, Blagoveshchensk

Ruslan Buzikov

Engineer,
Amur State University,
Russia, Blagoveshchensk

Alexander Voronkov

Engineer,
Amur State University,
Russia, Blagoveshchensk

Аннотация. Выращивание белковых кристаллов, исследование роста и развития высших растений, изучение корреляции между изменением генетических свойств, продуктивности рекомбинантных штаммов, изучение влияния микрогравитации на растворимость фосфатов кальция в воде и многие другие эксперименты необходимо проводить в условиях микрогравитации.

Для обеспечения необходимого уровня микрогравитации предлагается использовать точки Лагранжа (точки либрации).

Abstract. The cultivation of protein crystals, the study of the growth and development of higher plants, the research of the correlation between changes in genetic properties, the productivity of recombinant strains, the research of the effect of microgravity on the solubility of calcium phosphates in water and many other experiments must be carried out in microgravity.

To ensure the necessary level of microgravity, it is proposed to use Lagrange points (libration points).

Ключевые слова: микрогравитация; точки Лагранжа; космический аппарат; точки либрации.

Keywords: microgravity; Lagrange points; spacecraft; libration points.

Для любых двух массивных тел, вращающихся вокруг своего центра масс, существует пять точек, где сила, действующая на третье небольшое тело, равна нулю. Эти точки называются точками Лагранжа или точки либрации.

В 1767 году Л. Эйлер обнаружил первые три коллинеарные точки L_1 , L_2 и L_3 . Через пять лет, в 1772 году Ж. Лагранж указал на существование еще двух точек L_4 и L_5 . Три точки на прямой (L_1 , L_2 и L_3) называются коллинеарными точками, а две другие (L_4 и L_5) треугольными точками, поскольку они образуют третью вершину равностороннего треугольника.

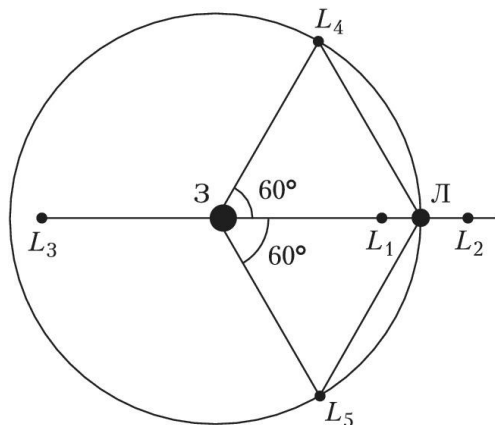


Рисунок 1. Точки Лагранжа

Наиболее интересными точками являются точки L_4 и L_5 – стабильные области точек Лагранжа. Если космический аппарат попадет в точки L_1 , L_2 и L_3 , то через некоторое время орбиты изменятся и область микрогравитации также изменится, поэтому космическому аппарату также придется совершать различные маневры, чтобы остаться в этой области.

Точки L_1 , L_2 и L_3 можно сравнить с размещением мяча на вершине холма. Пока мяч находится на вершине холма, он будет оставаться неподвижным. Однако даже малейшее движение в одну сторону приведет к тому, что мяч соскользнет с холма либо в сторону большего тела, либо в сторону малого тела, в зависимости от направления начального смещения.

L_4 и L_5 условно стабильны. Эти точки можно сравнить с мячом, находящимся в углублении на вершине холма. Если скорость мяча слишком велика, то он будет двигаться из углубления вниз по склону холма, но если скорость мала, то он останется в углублении.

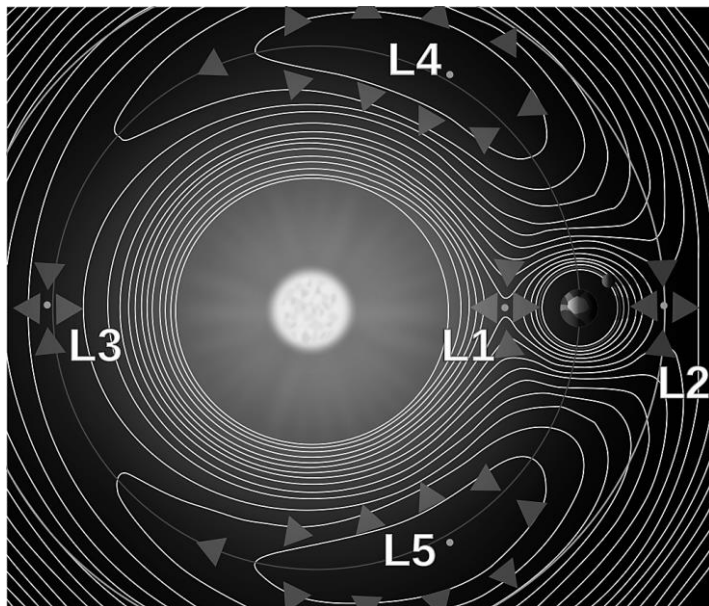


Рисунок 2. Точки Лагранжа и эквипотенциальные поверхности системы двух тел (с учётом центробежного потенциала)

В системе Солнце – Земля точка L_1 идеально подходит для размещения обсерватории для наблюдения за Солнцем. Космическая обсерватория никогда не будет попадать в тень Земли или Луны, соответственно, наблюдение можно вести без перерыва.

Точка L_2 в системе Солнце – Земля может быть идеальной для установки в ней космического телескопа. В этой точке Земля практически всегда заслоняет космический аппарат от солнечного света.

Точка L_3 в системе Солнце – Земля может быть использована для наблюдения за Солнцем.

Все космические аппараты находящихся в точках L_1 , L_2 и L_3 , должны расходовать топливо, чтобы удержаться на соответствующих орбитах.

Так как L_4 и L_5 условно стабильны, то для достижения нужного уровня микрогравитации рационально будет использоваться эти точки.

Микрогравитация – это состояние, при котором ускорение, вызванное гравитацией, очень мало, а гравитационная сила постоянна. Чтобы достичь такого состояния, необходимо вывести космический аппарат в точки Лагранжа L_4 и L_5 .

Помешать возникновению микрогравитации могут два типа факторов.

К первому типу факторов можно отнести возмущение орбиты космического аппарата из-за влияния небесных тел, неоднородность гравитационного поля, и другие.

Ко второму типу факторов относят вибрации космического аппарата (солнечные панели, радиоантенны), функционирование бортовой системы (системы ориентации, вентиляции, двигатели ...).

Первый тип факторов можно исключить, разместив космический аппарат в точках L_4 и L_5 . Вторую группу факторов можно исключить, убрав движущие конструкции, топливо и разместив целевую аппаратуру космического аппарата в центре масс.

Были рассмотрены все точки Лагранжа в системе Солнце – Земля, в каких целях эти точки можно использовать и были выбраны оптимальные точки Лагранжа для исследования микрогравитации.

Список литературы:

1. Куранова И.П. Кристаллизация белков на Земле и в невесомости. Поверхность. Рентгеновские, синхронные и нейтронные исследования. 2004 № 6.
2. Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике. М.: Наука, 1978. - 312 с.
3. Дубошин Г.Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. М.: Наука, 1968.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ РАКЕТ В БЛИЖНЕЙ ЗОНЕ И ПРИ ОБСТРЕЛЕ ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ ЦЕЛЕЙ

До Куанг Тхонг

*канд. техн. наук, преподаватель,
Технический университет имени Ле Куи Дон
Хоанг Куос Вьет,
Вьетнам, Ханой*

IMPROVING THE ACCURACY OF THE MISSILE HOMING SYSTEM IN THE NEAR ZONE AND WHEN FIRING AT HIGHLY MANEUVERABLE TARGETS

Do Quang Thong

*Cand. of tech. sciences, lecturer
(Le Quy Don Technical University)
Hoang Quoc Viet,
Vietnam, Hanoi*

Аннотация. В настоящее время широко использована система самонаведения ракет (ССР) с применением метода пропорционального наведения. Исследования и практика применения показывают что это высокоточная система самонаведения. Однако результат моделирования показывает, что при обстреле целей, маневрирующих с большим нормальным ускорением при маленьком расстоянии между ракетой и целью ошибка наведения может составлять метры. ССР с такой ошибкой может не обеспечивать прямое попадание ракеты на цель. Поэтому в статье рассмотрена методика повышения точности ССР при обстреле высокоманевренных целей в ближней зоне. Оно достигается путём дополнительного ввода составляющей, пропорциональной ускорению угла наклона линии визирования ракеты и цели (ЛВРЦ) в закон наведения. Далее в статье предлагается методика синтеза ССР в среде Matlab. С целью упрощения процесса синтеза, в первом приближении принимаем линейную модель системы стабилизации нормального ускорения (ССНУ) и стараемся максимально использовать команды пакета Control System Toolbox (Matlab). Синтез ССНУ и ССР происходит одновременно. Выбор параметров ССНУ осуществляется при обеспечении её допустимого запаса устойчивости по амплитуде. Выбор параметров ССР

осуществляется при обеспечении её минимальной ошибки наведения. При синтезе ССР предполагается что цель движется с постоянной скоростью и с постоянным нормальным ускорением. Такой подход позволяет синтезировать ССР с большой точностью.

Abstract. Currently, the missile homing system (MHS) is widely used using the proportional guidance method. Research and application practice show that this is a high-precision homing system. However, the simulation result shows that when firing at targets maneuvering with a large normal acceleration at a small distance between the missile and the target, the guidance error can be meters. The MHS with such an error may not provide a direct hit of the missile on the target. Therefore, the article considers a technique for improving the accuracy of the MHS when firing highly maneuverable targets in the near zone. It is achieved by additionally entering a component proportional to the acceleration of the angle of inclination of the line of sight of the missile and the target (LOS) into the law of guidance. Further in the article, the methodology of SSR synthesis in the Matlab environment is proposed. In order to simplify the synthesis process, we take a linear model of the normal acceleration stabilization system (NASS) as a first approximation and try to use the commands of the Control System Toolbox (Matlab) package as much as possible. The synthesis of MHS and NASS occurs simultaneously. The choice of NASS parameters is carried out while ensuring its permissible stability gain margin. The choice of MHS parameters is carried out while ensuring its minimum guidance error. In the synthesis of MHS, it is assumed that the target moves at a constant speed and with a constant normal acceleration. This approach makes it possible to synthesize MHS with great accuracy.

Ключевые слова: синтез системы, ракета, система самонаведения ракет, метод пропорционального наведения.

Keywords: system synthesis, missile, missile homing system, proportional guidance method.

I. Введение

В настоящее время воздушные цели, особенно самолёты, произведённые по технологии стелс, имеют крайне малую эффективную поверхность рассеяния. Это приводит к значительному уменьшению дальности обнаружения радиолокационных станции. Поэтому в ССР с применением радиолокационных головок самонаведения достоверная информация о цели появляется только на крайне малой дальности до цели. Следовательно, переход на режим самонаведения ракеты только может начинаться на малой дальности до цели. Таким образом,

ССР должна обеспечить необходимую точность на малой дальности. Кроме того, опытные лётчики часто выполняют резкий антиракетный манёвр при достижении малой дальности между ракетой и целью. Следовательно, ССР должна уничтожить цели, маневрирующие на малой дальности между ракетой и целью. При синтезе ССР с применением метода пропорционального наведения [1-4] предложено выбрать коэффициент пропорциональности k_p в диапазоне 3-5. Однако, ССР с таким маленьким коэффициентом пропорциональности имеет большую ошибку наведения при обстреле высокоманевренных целей [1]. С целью улучшения точности наведения на маневренные цели в работе [1] предложен метод пропорционального наведения со смещением, и в работах [5, 6] предложены метод пропорционального наведения с упреждением и метод самонаведения по мгновенному промаху. Однако их техническая реализация сложная, требующая дополнительно определить ω_a -проекцию угловой скорости линии визирования на антенную систему координат и $\omega_{ц}$ -составляющую, компенсирующую манёвр цели и т.д. Точное определение $\omega_{ц}$ на ракете сложно, требующее определение нормального ускорения цели [5, 6]. В ССР с применением метода пропорционального наведения с целью уничтожения целей на большом диапазоне высот применяют ССНУ. Устойчивость ССНУ является необходимым условием работы ССР [7]. При синтезе ССР необходимо синтезировать ССНУ. В работах [8] представлена методика синтеза ССР с допустимым запасом устойчивости ССНУ по амплитуде и по переуправлению. Она позволяет получить высокоточную ССР. Однако, результат моделирования показывает, что при стрельбе цели, движущейся прямолинейно с постоянной скоростью 800 м/с. с начальной дальностью самонаведения меньше 6 км, ошибка наведения может достигать 2,6 м (Таб.1). В Таб.1 x_{0T} -начальная горизонтальная дальность цели, y_{0T} -начальная высота цели.

Таблица 1.

Значения

x_{0T} , м	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000
y_{0T} , м	4000	3500	3000	2500	2000	1500	1000	500
Ошибка наведения, м	0,673	0,973	0,009	0,63	1,2	2,06	2,66	1,78

При стрельбе цели, маневрирующей на поздней стадии наведения ошибка наведения может достигать 3,1 м (Таб.2). В таб. 2 цель имеет начальные координаты $x_{T0}=15000$ м; $y_{T0}=5000$ м; скорость 800 м/с;

в момент $t=4$ с (5; 5,5 с; 5,8 с; 6 с; 6,3 с; 6,5 с; 7 с) после начала самонаведения цель начинает манёвр с ускорением -70 м/с²; время самонаведения составляет примерно 7,8 с.

Таблица 2.

Значения

t, с	4	5	5,5	5,8	6	6,3	6,5	7
Ошибка наведения, м	0,021	0,07	0,23	1,062	1,79	1,96	1,4	3,1

Следовательно, ССР с такой ошибкой наведения может не обеспечить прямое попадание ракет на цель при обстреле цели на малой дальности или цели, маневрирующей на последней стадии самонаведения.

Таким образом, необходимо найти способ повышения точности ССР в ближней зоне действия и при стрельбе высокоманевренной цели на последней стадии самонаведения.

II. Методика повышения точности системы самонаведения ракет в ближней зоне действия и при манёвре целей на последней стадии наведения

На практике широко применяют традиционный метод пропорционального наведения. Закон наведения метода имеет вид [1-6]:

$$\sigma_g = k_p \dot{\varphi} - \dot{\Theta}$$

где k_p -коэффициент пропорциональности; φ угол наклона ЛВРЦ; Θ -угол наклона вектора скорости ракеты.

Кинематическое исследование [9, 10] показывает, если коэффициент пропорциональности k_p стремится к бесконечности, то метод пропорционального наведения превращается в метод параллельного сближения. Однако динамика элементов системы самонаведения препятствует выбрать коэффициент пропорциональности k_p равно бесконечности. Для повышения точности наведения в [7] предлагается применить закон самонаведения:

$$\sigma_g = k(k_p \dot{\varphi} - \dot{\Theta})$$

где k -коэффициент; k_p -коэффициент пропорциональности.

Результат моделирования показывает, что для уменьшения ошибки наведения целесообразно выбрать коэффициент пропорциональности k_p в пределах 20-80. Тогда ошибка наведения возрастает при манёвре цели на последней стадии самонаведения (Таб. 2). Поэтому предлагается дополнительно вводить в закон наведения составляющую, пропорциональную ускорению угла наклона ЛВРЦ. Тогда закон наведения имеет вид:

$$\sigma_g = k(k_p \dot{\phi} - \dot{\Theta}) + k_1 \ddot{\phi} \quad (1)$$

где k_1 -коэффициент.

Для уменьшения влияния высокочастотных помех предлагается формировать сигнал, пропорциональный ускорению угла наклона ЛВРЦ реальным дифференциальным звеном с передаточной функцией (ПФ):

$$W(s) = \frac{\ddot{\phi}(s)}{\dot{\phi}(s)} = \frac{s}{Ts + 1}$$

где T -постоянная времени.

Схема формирования сигнала скорость и сигнала ускорения угла наклона ЛВРЦ представлена на рис.1. На рис.1 $\Delta x'_0$ -разность координат между ракетой и целью на горизонтальной оси; $\Delta y'_0$ -разность координат между ракетой и целью на вертикальной оси; k_{gh} - коэффициент преобразования прямой цепи головки самонаведения, k_1 - коэффициент преобразования прямой цепи реальной дифференциальной цепи ($k_2=1/T$); $\phi_{об}$; $\phi_{об1}$ -сигналы обратной связи; H -кинетический момент гироскопа.

III. Функциональная структура системы самонаведения ракет

Функциональная схема ССР с применением метода пропорционального наведения в вертикальной плоскости представлена на рис. 2 [7, 8].

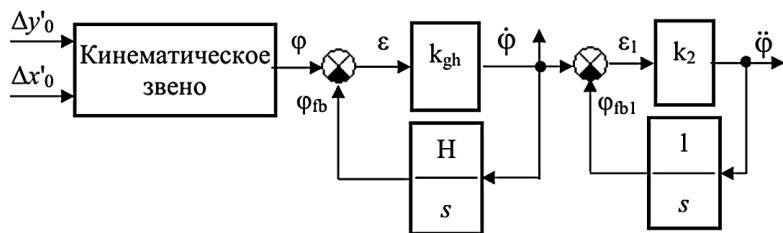


Рисунок 1. Упрощённая структурная схема ГСН и схема формирования сигнала ускорения ЛВРЦ

ССР с применением метода пропорционального наведения в вертикальной плоскости состоит из рулевого привода (РП), ракета, датчика угловой скорости (ДУС), датчика линейного ускорения (ДЛУ), гиростабилизированной головки самонаведения (ГСН), устройства расчёта скорости угла наклона траектории, формирователя закона стабилизации, формирователя закона наведения. На рис. 2: σ_s -закон стабилизации; σ_g -закон наведения; δ -угол вращения руля; ϑ угол тангажа; $(\Delta y'_0 = y_{0T} - y_0)$ -разность высоты, $(\Delta x'_0 = x_{0T} - x_0)$ -разность горизонтальной координаты между целью и ракетой.

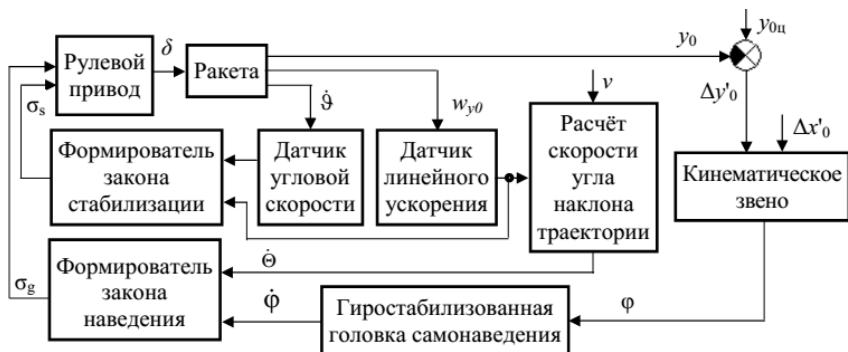


Рисунок 2. Функциональная схема системы самонаведения ракет

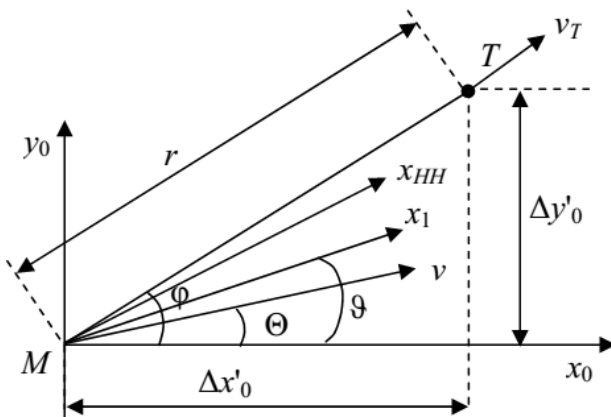


Рисунок 3. Взаимное положение ракеты и цели

Взаимное положение ракеты М и цели Т представлено на рис.3. На рис. 3 г-расстояние между ракетой и целью, x_{HH} -направление оптической оси ГСН, x_1 - продольная ось ракеты, v - скорость ракеты, v_T - скорость цели.

IV. Математические модели системы самонаведения ракет

В вертикальной плоскости математическая модель ракеты с закрепленными крылами в виде дифференциальных уравнений имеет вид [5, 7-13]:

$$\begin{cases} \ddot{\Theta} = -a_{11}\omega_{z1} - a_{12}\alpha - a_{13}\delta; \\ \dot{\Theta} = a_{42}\alpha; \\ \alpha = \vartheta - \Theta; \\ w_{y0} = va_{42}\alpha, \end{cases} \quad (2)$$

где α -угол атаки ракеты [градус]; ω_{z1} -скорость вращения ракеты [градус/с]; a_{11} -коэффициент естественного демпфирования [1/с]; a_{12} -коэффициент флюгерности [1/с²]; a_{13} -коэффициент эффективности руля [1/с²]; a_{42} - коэффициент нормальной силы [1/с].

Из системы уравнений (2) можно получить математическую модель ракеты с закрепленными крылами в виде ПФ [8, 9, 10]:

$$W(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta(s)} = -\frac{a_{13}s + a_{13}a_{42}}{s[s^2 + (a_{11} + a_{42})s + a_{12} + a_{11}a_{42}]}$$

Математическая модель рулевого привода в виде передаточной функции (ПФ) имеет вид [8, 10, 12]:

$$W_r(s) = \frac{\delta(s)}{u_r(s)} = \frac{k_r}{T_r^2 s^2 + 2\xi_r T_r s + 1},$$

где k_r [градус/В]-коэффициент преобразования; T_r [с]- постоянная времени; ξ_r - коэффициент демпфирования; u_r -входной сигнал РП [В]. А в виде дифференциального уравнения (ДУ) она имеет вид:

$$T_r^2 \ddot{\delta} + 2T_r \xi_r \dot{\delta} + \delta = k_r u_r. \quad (3)$$

Математическая модель ДУС в виде ПФ имеет вид [10, 12]:

$$W_{as}(s) = \frac{u_{as}(s)}{\omega_{z1}(s)} = \frac{k_{as}}{T_{as}^2 s^2 + 2\xi_{as} T_{as} s + 1},$$

где k_{as} [В/градус/с]-коэффициент преобразования; T_{as} [с]- постоянная времени; ξ_{as} - коэффициент демпфирования; u_{as} -выходной сигнал ДУС [В].

А в виде ДУ она имеет вид:

$$T_{as}^2 \ddot{u}_{as} + 2T_{as} \xi_{as} \dot{u}_{as} + u_{as} = k_{as} \omega_{z1}. \quad (4)$$

Математическая модель ДЛУ в виде ПФ имеет вид [10, 12]:

$$W_{ak}(s) = \frac{u_{ak}(s)}{w_{y0}(s)} = \frac{k_{ak}}{T_{ak}^2 s^2 + 2\xi_{ak} T_{ak} s + 1},$$

где k_{ak} [В/м/с²]-коэффициент преобразования; T_{ak} [с]- постоянная времени; ξ_{ak} - коэффициент демпфирования; u_{ak} -выходной сигнал ДЛУ [В]. А в виде ДУ она имеет вид:

$$T_{ak}^2 \ddot{u}_{ak} + 2T_{ak} \xi_{ak} \dot{u}_{ak} + u_{ak} = k_{ak} w_{y0}. \quad (5)$$

Упрощённая схема гиросtabilизованной ГСН представлена на рис.2 [8]. По рис. 2, (не нарушается общность при предположении $H=1$), математическая модель упрощённой гиросtabilизованной ГСН имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\phi}_{fb} = k_{gh} \varepsilon; \\ \varepsilon = \varphi - \phi_{fb}, \end{cases} \quad (6)$$

и математическая модель схемы формирования ускорения угла ЛВРЦ имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\phi}_{fb1} = k_2 \varepsilon_1; \\ \varepsilon_1 = k_{gh} \varepsilon - \phi_{fb1}. \end{cases} \quad (7)$$

Закон стабилизации имеет вид [8]:

$$\sigma_s = k_w u_{ak} + k_{\omega z1} u_{as};$$

где k_w , $k_{\omega z1}$ -коэффициенты.

Закон наведения (1) с учётом (1), (2), (6) и (7) имеет вид:

$$\sigma_g = k(k_p k_{gh} \varepsilon - \frac{w_{y0}}{v}) + k_1 k_2 \varepsilon_1. \quad (8)$$

Из (2)-(8) математическая модель ССР в виде системы ДУ первого порядка в вертикальной плоскости имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{z1} = -a_{11}\omega_{z1} - a_{12}\alpha - a_{13}\delta; \\ \dot{\vartheta} = \omega_{z1}; \\ \dot{\Theta} = a_{42}\alpha; \\ \alpha = \vartheta - \Theta; \\ w_{y0} = va_{42}\alpha, \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \sigma_s = k_w u_{ak} + k_{\omega z1} u_{as}; \\ \sigma_g = k(k_p k_{gh} \varepsilon - \frac{w_{y0}}{v}) + k_1 k_2 \varepsilon_1; \\ \dot{u}_{ak1} = \frac{k_{ak}}{T_{ak}^2} w_{y0} - \frac{1}{T_{ak}^2} u_{ak} - \frac{2\xi_{ak}}{T_{ak}} u_{ak1}; \\ \dot{u}_{ak} = u_{ak1}; \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \dot{u}_{as1} = \frac{k_{as}}{T_{as}^2} \omega_{z1} - \frac{1}{T_{as}^2} u_{as} - \frac{2\xi_{as}}{T_{as}} u_{as1} \\ \dot{u}_{as} = u_{as1}; \\ u_r = \sigma_s - \sigma_g; \\ \dot{\delta}_1 = \frac{k_r}{T_r^2} u_r - \frac{1}{T_r^2} \delta - \frac{2\xi_r}{T_r} \delta_1; \\ \dot{\delta} = \delta_1 \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_{fb} = k_{gh}\varepsilon; \\ \varepsilon = \varphi - \varphi_{fb}; \\ \dot{\varphi}_{fb1} = k_2\varepsilon_1; \\ \varepsilon_1 = k_{gh}\varepsilon - \varphi; \\ \dot{x}_0 = v \cos \Theta; \\ \dot{y}_0 = v \sin \Theta; \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \Theta_T = \frac{w_T}{v_T}; \\ \dot{x}_{0T} = v_T \cos \Theta_T; \\ \dot{y}_{0T} = v_T \sin \Theta_T; \\ \Delta x'_0 = x_{0T} - x_0; \\ \Delta y'_0 = y_{0T} - y_0; \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} r = \sqrt{\Delta x'^2_0 + \Delta y'^2_0}; \\ \varphi = \arcsin \frac{\Delta y'_0}{r}; \\ 0 \leq t \leq T^*. \end{cases} \quad (14)$$

где x_0 [м], y_0 [м]-координаты ракеты по горизонтальной и вертикальной осям; x_{0T} [м], y_{0T} [м]-координаты цели по горизонтальной и вертикальной осям; Θ_T -угол наклона траектории цели [градус]; w_T -нормальное ускорение цели [м/с²]; T^* -время наведения [с].

V. Синтез системы самонаведения ракет методом параметрической оптимизации

Задача синтеза ССР состоит в определении оптимальных значений коэффициентов (k_{oz1opt} , k_{wopt} , k_{opt} , k_{popt} , k_{1opt}), обеспечивающих наименьшую ошибку наведения. Мы осуществляем его методом параметрической оптимизации в среде Matlab. Здесь целевая функция-ошибка наведения $f(k_{oz1}, k_w, k, k_p, k_1)$ не имеет явного выражения. Для её нахождения необходимо проинтегрировать системы уравнений (9-14) с начала до конца процесса самонаведения. Существуют различные методы синтеза ССР: синтез ССР с допустимым запасом устойчивости по амплитуде ССНУ; синтез ССР с допустимым перерегулированием ССНУ;

синтез ССР с минимальным временем переходного процесса ССНУ; синтез ССР с минимальной ошибкой ССНУ... Рассмотрим методику синтеза ССР с допустимым запасом устойчивости по амплитуде ССНУ.

Математическая модель ССНУ ракеты при учёте динамики РП, ДУС, ДЛУ, инерционного звена в цепи главной обратной связи ССНУ в виде ПФ имеет вид

$$W(s) = \frac{b_0s^9 + b_1s^8 + b_2s^7 + \dots + b_8s + b_9}{a_0s^9 + a_1s^8 + a_2s^7 + \dots + a_8s + a_9}. \quad (15)$$

Определим ПФ (15) с помощью команд пакета Control System Toolbox (Matlab) [8, 14]. Применить команду tf для описания ПФ динамического звена; применить операцию произведения (*) для определения ПФ последовательных соединённых динамических звеньев; применить команду feedback для определения ПФ замкнутого контура sysk.

С целью упрощения расчёта, в статье ошибка наведения определяется расстоянием между ракетой и целью в конце процесса самонаведения. Скорости ракеты и цели считаются постоянной. Пропускается ослепленность ГСН.

Мы должны обеспечить высокую точность при стрельбе цели в ближней зоне и при стрельбе высокоманевренной цели на последней стадии самонаведения. Поэтому задаётся малое начальное условие (маленькое начальное расстояние между ракетой и целью) и предполагается что цель маневрирует с постоянным нормальным ускорением.

Алгоритм параметрической оптимизации ССР на компьютере содержит такие основные шаги (рис. 4).

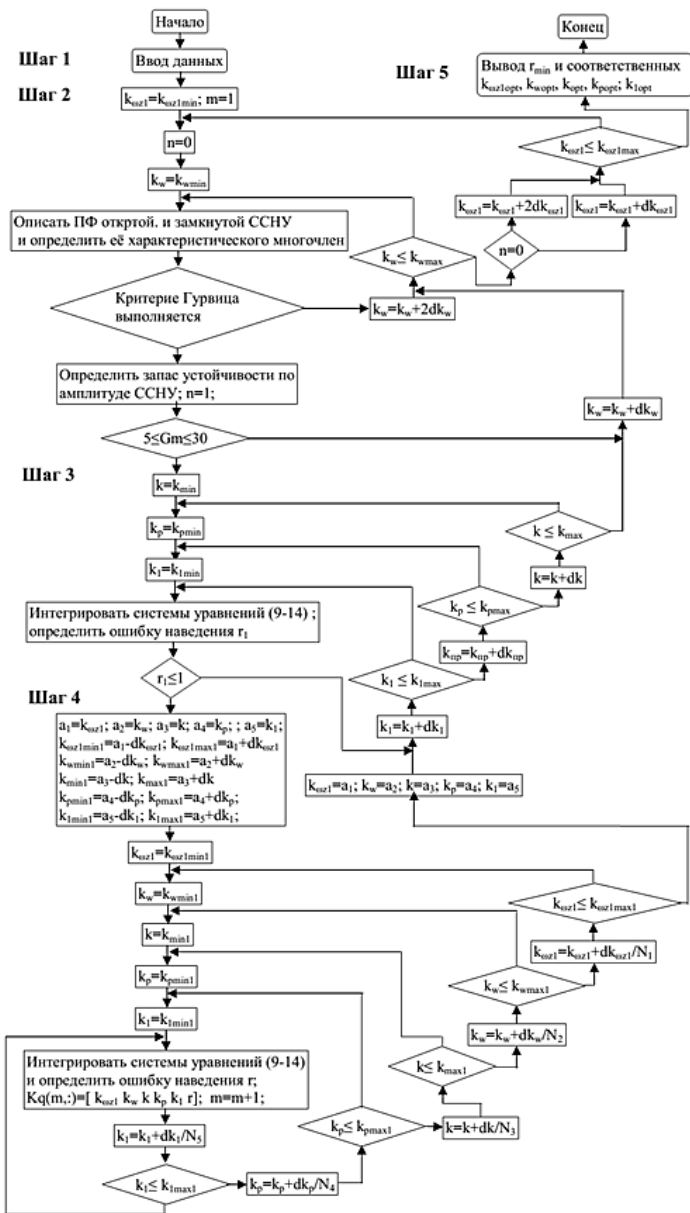


Рисунок 4. Алгоритм оптимизации системы самонаведения ракет

Шаг 1: Ввод данных (рис. 4).

Шаг 2: Предварительно синтезируем ССНУ (рис. 4). Сканируем параметр k_{oz1} от значения k_{oz1min} со “сравнительным большим” шагом сканирования dk_{oz1} . Для каждого значения k_{oz1} сканируем параметр k_w от значения k_{wmin} со “сравнительным большим” шагом сканирования dk_w . Для каждой пары коэффициентов (k_{oz1} , k_w) с помощью команд пакета Control System Toolbox [8, 14] опишем передаточную функцию открытой (sysh) и замкнутой системы ССНУ (sysk).

Далее, выберем только пары параметров (k_{oz1} , k_w) обеспечивающих устойчивость ССНУ по критерию Гурвица. Следовательно, надо определить коэффициенты передаточной функции замкнутой ССНУ командой `[nm,dn]=tfdata(sysk,'v')` [8, 14]. Из параметров полученного вектора dn (параметры характеристического многочлена) составим квадратные матрицы порядка 1-9. Определим значение определителей Гурвица командой `det(x)`.

Если критерий устойчивости Гурвица выполнится, то определим значения запаса устойчивости по амплитуде командой `[Gm,Pm,Wcg,Wcp]=margin(sysh)` [14]. Если запас устойчивости ССНУ по амплитуде Gm находится в диапазоне 5-30 дБ, то перейдём на шаг 3.

Шаг 3: Сканируем параметр k от значения k_{min} со “сравнительным большим” шагом сканирования dk. Для каждого значения k сканируем параметр k_p от значения k_{pmin} со “сравнительным большим” шагом сканирования dk_p . Для каждого значения k_p сканируем параметр k_1 от значения k_{1min} со “сравнительным большим” шагом сканирования dk_1 . Для каждого набора параметров (k_{oz1} , k_w , k, k_p , k_1) проинтегрируем системы уравнений (9-14) с начала до конца процесса самонаведения для нахождения ошибки наведения γ_1 . Если ошибка наведения γ_1 меньше 1 м (или некоторого значения), то перейдём на шаг 4.

Шаг 4: Присвоим $a_1=k_{oz1}$; $a_2=k_w$; $a_3=k$; $a_4=k_p$; $a_5=k_1$. С полученным выше набором параметров (k_{oz1} , k_w , k, k_p , k_1) сканируем k_{oz1} от значения (a_1-dk_{oz1}) с шагом сканирования dk_{oz1}/N_1 ; k_w от значения (a_2-dk_w) с шагом сканирования dk_w/N_2 ; k от значения (a_3-dk) с шагом сканирования dk/N_3 ; k_p от значения (a_4-dk_p) с шагом сканирования dk_p/N_4 ; ; k_1 от значения (a_5-dk_1) с шагом сканирования dk_1/N_5 ($N_i \geq 5$). С каждым набором параметров (k_{oz1} , k_w , k, k_p , k_1) проинтегрируем системы уравнений (9-14) с начала до конца процесса самонаведения для нахождения ошибки наведения γ .

Сканирование параметров (k_{oz1} , k_w , k, k_p , k_1), интегрирование систем уравнений (9-14) и нахождение ошибки наведения γ в шаге 4 повторяются до тех пор пока $k_1 \leq (a_5+dk_1)$; $k_p \leq (a_4+dk_p)$; $k \leq (a_3+dk)$; $k_w \leq (a_2+dk_w)$; $k_{oz1} \leq (a_1+dk_{oz1})$.

Операции в шагах 2, 3, 4 повторяются до тех пор пока $k_1 \leq k_{1max}, k_p \leq k_{pmax}; k \leq k_{max}; k_w \leq k_{wmax}; k_{oz1} \leq k_{oz1max}$.

Шаг 5: Найдём набор оптимальных параметров ($k_{oz1opt}, k_{wort}, k_{opt}, k_{порт}, k_{1opt}$) обеспечивающих наименьшую ошибку наведения r_{min} .

Предполагается [7] $a_{11}=1,2$ 1/с; $a_{12}=20$ 1/с²; $a_{13}=30$ 1/с²; $a_{42}=1,5$ 1/с; $v=1300$ м/с; $k_p=1$ градус/В; $\xi_p=0,6$; $T_p=0,05$ с; $\delta_{max}=\pm 20$ град; $k_r=1$ В/градус/с; $\xi_r=0,6$; $T_r=0,05$ с; $k_{ак}=1$ В/м/с²; $\xi_{ак}=0,6$; $T_{ак}=0,05$ с; $k_{gh}=50$; $T_1=0,3$ с; $k_2=50$; $k_{oz1min}=0,06$; $k_{oz1max}=0,4$; $dk_{oz1}=0,06$; $k_{wmin}=0,001$; $k_{wmax}=0,03$; $dk_w=0,005$; $k_{min}=1$; $k_{max}=22$; $dk=5$; $k_{pmin}=20$; $k_{pmax}=60$; $dk_p=5$; $k_{1min}=1$; $k_{1max}=40$.

Предполагается $x_{0T}=5000$ м, $y_{0T}=1500$ м; $v_T=800$ м/с; $\Theta_T=180$ град; $w_T=-70$ м/с².

После проведения параметрической оптимизации ССР по выше представленной методике в среде Matlab получили $k_{oz1opt}=0,15$; $k_{wort}=0,003$; $k_{opt}=14$; $k_{порт}=16$; $k_{1opt}=13$. Ошибка наведения 0,004 м.

VI. Компьютерное исследование синтезированных ССР

Исследуем точность синтезированных ССР при стрельбе цели, движущейся прямолинейно с постоянной скоростью 800 м/с в ближней зоне. Ошибка наведения ракет при различных начальных координатах целей приведена в таб. 3.

Таблица 3.

Ошибка наведения ракет при различных начальных координатах целей

x_{0T} , м	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000	5000
y_{0T} , м	4000	3500	3000	2500	2000	1500	1000	500
Ошибка наведения, м	0,27	0,76	1,08	0,326	0,123	1,08	1,35	0,77

Рассмотрим случай стрельбы высокоманевренной цели на последней стадии наведения. Предполагается, что цель имеет начальные координаты $x_{0T}=15000$ м; $y_{0T}=5000$ м; скорость 800 м/с; в момент $t=4$ с (5; 5,5 с; 5,8 с; 6 с; 6,3 с; 6,5 с; 7 с) после начала самонаведения цель начинает манёр с ускорением -70 м/с²; общее время самонаведения составляет примерно 7,8 с. Ошибка наведения ракет приведена в таб. 4. Траектории ракеты и цели при $t=5$ с представлены на рис. 5.

Таблица 4.

Траектории ракеты и цели при $t=5$

t, с	4	5	5,5	5,8	6	6,3	6,5	7
Ошибка наведения, м	0,131	0,048	0,196	0,265	0,205	0,793	0,81	1,91

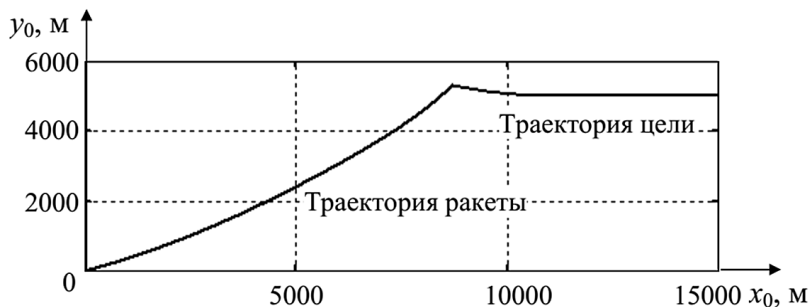


Рисунок 5. Траектории ракеты и цели

Из таб. 1- таб. 4 следует, что ССР с предложенным законом наведения незначительно точнее чем ССР с традиционным законом наведения при стрельбе целей в ближней зоне и высокоманевренных целей.

Заключение

Предложенный закон наведения позволяет синтезировать высокоточную ССР. ССР с применением предложенного закона способна уничтожить цели маневренные с большим нормальным ускорением в ближней зоне с большой точностью. Предложенная методика синтеза ССР довольно проста, т.к. она в основном использует команды пакета Control System Toolbox для описания и синтеза ССНУ. Они позволяют выбрать параметры ССР с большой точностью наведения.

Список литературы:

1. Канащенкова А.И., Меркулова В.И. *Авиационные системы радиуправления. Том 2: Радиоэлектронные системы самонаведения.* М: Радиотехника, 2003. С. 23-30.
2. Zarchan, P.: *Tactical and Strategic Missile Guidance*, third edition, Vol. 157, Progress in Astronautics and Aeronautics, published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1801 Alexander Bell Drive, Reston, VA 20191-4344, sixth edition, P. 14.

3. George M.: Siouris Missile Guidance and Control Systems. © 2004 Springer-Verlag New York, Inc. P. 166, P. 194-196.
4. Rafael Yanushevsky: Modern missile guidance. 2008 by Taylor & Francis Group, LLC CRC Press is an imprint of Taylor & Francis Group, an Informa business. P.10,18.
5. Пупков К.А., Егупов Н.Д., Колесников Л.В. и др. Под ред. К.А. Пупкова и Егупова Н.Д.. Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование. Вычислительный эксперимент. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. С. 51, 54, 295.
6. Архангельский И.И., Афанасьев П.П., Болотов Е.Г., Голубев И.С., Матвиенко А.М., Мизрахи В.Я., Новиков В.Н., Остапенко С.Н., Светлов В.Г. Под редакцией И.С. Голубёва; В.Г. Светлова. Проектирование зенитных управляемых ракет.- М.: Изд-во МАИ, 2001, с. 321-344.
7. Тимофеев Н.Н., Шестун А.Н., Проектирование нестационарных динамических систем управления летательных аппаратов, СПб.: БГТУ 2001. С. 9-43.
8. Do Quang Thong. Synthesis of a high-precision missile homing system with an permissible stability margin of the normal acceleration stabilization system.
9. Mechatronics, automation and control. 2020. Том 22. No. 7. P. 365-373.
10. Лебедев А.А., Карабанов В.А., Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами, М., Машиностроение, 1965. С. 101-105, С. 249, С. 256, С. 410-513.
11. Лебедев А.А., Чернобробкин Л.С., Динамика полёта беспилотных летательными аппаратами, М., государственное научно-техническое издательство, 1962. С. 394-534.
12. Кринецкий Е.И. Системы самонаведения. - М.: Машиностроение. 1970. С. 136, с. 146, 148.
13. Федосов Е.А., Бобронников В.Т., Красильщиков Н.Н. и др. Под ред. Федосова Е.А. Динамическое проектирование систем управления автоматических манёвренных летательных аппаратов: Уч. пособие. - М.: Машиностроение, 1997. С. 63-65; С. 87-88.
14. Толпегин О.А. Математические модели систем наведения летательных аппаратов, СПб.: БГТУ - 1999. С. 65-96.
15. Метведев В.С., Почёмкин В.Г., Control System Toolbox. М. Изд. ДИАЛОГ МИФИ. 1999.

1.2. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

НЕЧЕТКОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЗАБОЛЕВАНИЙ НА ОСНОВЕ ЭКСПЕРТНЫХ ОЦЕНОК

Ертаев Нурхан Кайратович

студент,

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет),

РФ, г. Москва

Несмотря на значительные усилия, затрачиваемые на решение задач повышения качества медицинского обслуживания населения, проблема повышения уровня здоровья жителей России остается весьма далекой от своего решения.

Данная проблема относится и к инфекционным заболеваниям, таким как: грипп и ОРВИ, коронавирус и др.

В настоящее время остро стоит задача прогнозирования заболеваний для предупреждения их распространения и сохранения удовлетворительной эпидемиологической ситуации, особенно в зонах экологического бедствия [1].

Полученные прогнозные данные позволят рационализировать усилия направленные на предотвращение распространения заболеваний.

Так как наиболее распространенные методы прогнозирования, такие как: линейная регрессия, логистическая регрессия, экспоненциальная регрессия и т.д, не могут описать точную модель поведения в силу нехватки данных для определения факторов [3].

Например, распространение гриппа и ОРВИ связано с многочисленными факторами: количество населения, количество привившихся, количество ежедневных контактов между собой и т. д.

Если первые три фактора можно достоверно узнать, то фактор «количество ежедневных контактов между собой» достаточно сложно определяемая величина, которая может быть определена на основе косвенных факторов, таких как: работоспособность, количество контактов и т.п.

И это только малая часть факторов, имеющих влияние на распространение заболеваний.

Учитывая вышеуказанные недостатки, в данной работе предлагается использовать метод нечеткого прогнозирования, основанный на экспертных оценках [4, 5].

Главной особенностью метода является создание экспертной группы из высококвалифицированных специалистов в данной области [6].

Данный метод реализуется следующим способом:

1. Постановка задачи прогнозирования.
2. Построение математической модели.
3. Формирование экспертной группы.
4. Оценка результатов математической модели экспертной группой.

Задачи прогнозирования звучит следующим образом:

Получить прогнозные данные распространения инфекционных заболеваний, на примере гриппа и ОРВИ.

Математическая модель:

В качестве математической модели применяется регрессионная модель с учетом сезонных колебаний.

Экспертная группа:

Экспертная группа формируется в количестве трех человек, имеющих квалификацию в сфере медицины и исследований заболеваний, а именно: врач лечебно-профилактического учреждения, врач-эксперт территориального фонда обязательного медицинского страхования (ОМС) и врач-эксперт страховой медицинской организации (СМО).

Оценка результатов:

По результатам работы «Прогнозирование динамики заболеваний с учетом сезонных колебаний» были получены прогнозные значения с учетом сезонных колебаний [2].

Таблица 1.

Фактические и прогнозные значения

Месяц	Фактическое количество	Прогнозное количество
Январь	866	1027
Февраль	1888	2175
Март	1350	1509
Апрель	866	939
Май	906	951
Июнь	517	525
Июль	627	616
Август	565	536
Сентябрь	915	837
Октябрь	1071	944
Ноябрь	924	783
Декабрь	1047	852

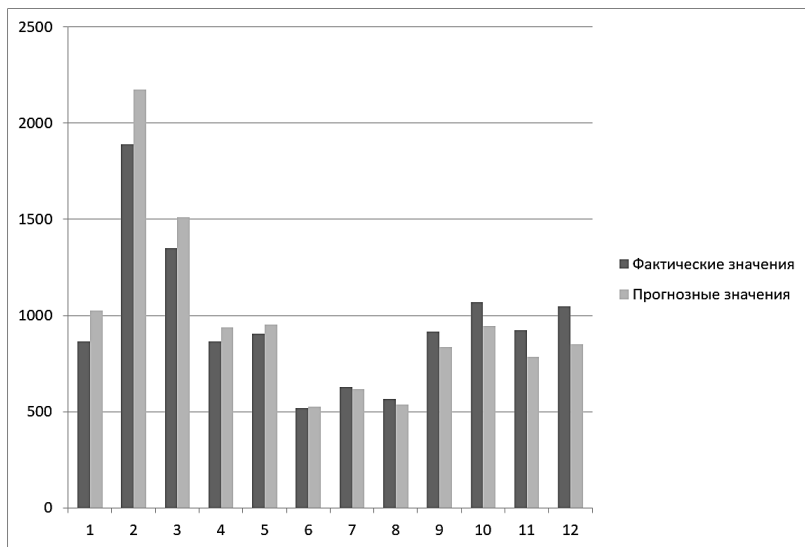


Рисунок 1. Прогнозные и фактические значения

После получения прогнозных значений каждый из экспертов предлагает свое значение либо интервал значений в которое, по их мнению, будет входить прогнозное значение.

Далее, получив прогнозные значения и экспертные значения, производится оценка полученных результатов.

Выбирается наиболее близкое значение эксперта к прогнозному значению, полученному математическим путем.

Предложенный метод нечеткого прогнозирования носит достаточно универсальный характер и позволит повысить уровень обоснованности прогнозных решений в задачах прогнозирования заболеваний.

Список литературы:

1. Ертаев Н.К., Шестопалова О.Л. Обоснование выбора модели и метода прогнозирования заболеваний // Вопросы технических и физико-математических наук в свете современных исследований: сб. ст. по матер. XXXIV междунар. науч.-практ. конф. № 12(27). – Новосибирск: СибАК, 2020. – С. 28-32.
2. Кондратьев М.А. Методы прогнозирования и модели распространения заболеваний // Компьютерные исследования и моделирование, 2013, т. 5, № 5, С. 863-882

3. Д.Р. Григорьева, Г.А. Гареева, Р.Р. Басыров. Основы нечеткой логики: Учебно-методическое пособие к практическим занятиям и лабораторным работам // Издательство НЧИ КФУ, 2018. - 42 с
4. Яхьяева Г.Э. Нечеткие множества и нейронные сети: учебное пособие, 2-е изд., испр. - М.: Интернет-Ун-т Информ. Технологий: Бином. Лаборатория знаний, 2012. – 315 с.
5. Пегат А. Нечеткое моделирование и управление. - М.: Бином. Лаборатория знаний, 2009. – 798 с.

1.3. РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ НА ОСНОВЕ ОБРАТНЫХ СВЯЗЕЙ

Шелюто Александра Михайловна

студент,

*Ордена Трудового Красного Знамени ФГБОУ ВО Московский
технический университет связи и информатики,
РФ, г. Москва*

Одной из важнейших сфер деятельности человека является информационная инфраструктура. Изначально для этого использовалась телеграфная сеть, но прогресс не стоял на месте. Со временем стали появляться телефоны, радио, телевидение, компьютеры. Теперь любые сведения, созданные в электронном виде, могут быть доставлены до адресата без помощи специально обученного человека.

Связь субъектов страны, международная связь работает на основе многоканальных телекоммуникационных систем (МТС). Для этого применяются аналоговые и цифровые устройства. С их помощью можно передавать аудио, видео и мультимедиа. Людям стали доступны выход в Интернет, сотовая связь и множество других услуг.

Надежность – свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах все параметры, обеспечивающие выполнение требуемых функций в заданных условиях (условиях применения, технического обслуживания, ремонта, хранения и транспортирования).

Надежность является одним из свойств, характеризующих качество изделий. Под качеством изделий понимается совокупность свойств изделий, обуславливающих его пригодность удовлетворять определенные потребности в соответствии с его назначением.

Показателем надежности называется количественная характеристика одного или нескольких свойств, составляющих надежность объекта.

$$\Phi_y(t) = K_y(t) + K_{ny}(t) \cdot P_m(t), \quad (1)$$

где $K_y(t)$ – исходная устойчивость;

$K_{ny}(t) \cdot P_m(t) = \Delta K_y(t)$ – приращение функциональной устойчивости (Ф.У.) за счет реализации определенного метода.

Формула (1) является функционалом комплексного показателя функциональной устойчивости системы.

Это так называемая «великая формула жизни». Она описывает весь жизненный цикл всех систем.

Этот показатель называют также генеральным критерием Ф.У. системы. Он нормирован от 0 до 1.

Важнейшей задачей анализа систем линейного тракта является решение вопроса об их устойчивости. Техническое понятие устойчивости отражает свойство технической системы не только стабильно работать в нормальных режимах, но и «не уходить вразнос» при отклонении всевозможных параметров системы от номинала и влиянии на систему дестабилизирующих воздействий, то есть способности системе возвращаться к равновесному состоянию, из которого она выводится возмущающими или управляющими воздействиями.

Устойчивость системы – техническое требование в ряду более сложных требований, связанных с показателями качества и точности передачи данных.

Рассмотрим понятие устойчивости системы более детально.

Система находится в состоянии равновесия, если при отсутствии воздействия на систему возмущающих факторов ошибка регулирования (разность между заданным и фактическим состоянием системы) стремится к нулю. Под устойчивостью понимается способность системы возвращаться в равновесное состояние после окончания действия возмущения, нарушив это равновесие.

Неустойчивая система после воздействия возмущения удаляется от равновесного состояния или начинает совершать вокруг него колебания с нарастающей амплитудой. Таким образом, аппаратура выходит из строя.

Возникновение неустойчивых (расходящихся) колебаний в системе можно проследить на примере системы с обратной связью.

В основе метода обратных связей лежит идея сочетания функциональной диагностики и автоматического повторного включения с возможной перестройкой структуры системы.

- Метод обратных связей в нерезервированных устройствах сети.

Обобщенная система обеспечения функциональной устойчивости возможна при следующих допущениях – воздействия являются безошибочными.

Причиной алгоритмических сбоев является неустойчивая работа самого контролирующего устройства.

Такое предположение основано на том, что предыдущие устройства, выходные сигналы которых являются сигналами для контролирующего устройства (КУ), также обеспечиваются только системой функциональной диагностики (СФД) либо СФД в сочетании с системой автоматического повторного включения (САПВ).

Это исключает случаи поступления ложных входных воздействий на КУ.

Следует отметить, что математические модели метода обратных связей основаны на том, что СФД обеспечивает 100%-ное обнаружение алгоритмических сбоев. Следовательно, в соответствии с общим выражением для генерального критерия вероятность просто будет равна вероятности метода.

Функциональная устойчивость (ФУ) контролирующего устройства обеспечивается методом попыток. САПВ прекращает свою работу в том случае, если очередная попытка оказалась удачной. СФД фиксирует эту попытку, а КУ реализует очередной алгоритм без сбоев.

Есть два условия достижения ФУ:

- 1) условная вероятность устранения сбоев каждой попытки одинаковая;
- 2) от попытки к попытке вероятности либо возрастают, либо уменьшаются.

Исключением является случай, когда вероятность изменяется произвольным образом.

Так как данные, полученные в ходе эксперимента, ограничены, то предъявляемые требования к аппроксимирующей функции должны быть достаточно высокими. Поэтому определенный интерес представляет получение законченных решений с учетом предъявляемых требований. Для этого ищется корректирующий коэффициент – С.

Но в основном при расчетах использование метода коррекции носит «грубый характер», а точность определения должна быть высокой.

- Метод обратных связей в резервированных устройствах сети.

При первом алгоритме предполагается, что все САПВ последовательно друг за другом делают по одной попытке, затем по другой и так далее до устранения алгоритмического сбоя либо до истечения принятого числа повторений.

Считается также, что вероятности устранения сбоев от попытки к попытке в пределах каждой системы АПВ, а также от одной САПВ к другой (в совокупности за допустимое число попыток) могут быть как постоянными, так и переменными – убывать, возрастать или изменяться произвольным образом.

При всем многообразии возможных частных случаев совокупность систем АПВ для определения вида закона распределения вероятности устранения сбоев с m попыток; т.е. $F(m)$, можно представить в качестве одной САПВ с числом попыток, равным M (считая, что M общее для всех систем АПВ), и вероятностью устранения сбоев в каждой попытке, равной результирующей вероятности единичных попыток всех систем.

Вероятность устранения алгоритмических сбоев обобщенной системой АПВ в m -й попытке будет:

$$p_m = \sum_{i=0}^n \prod_{k=0}^i p_{ij} (1 - p_{(k-1)j}), \quad (2)$$

где значения j соответствуют значениям m .

В основном формулы, используемые для расчета первого алгоритма, являются частными случаями формулы, описывающей в общем виде закон распределения вероятности устранения алгоритмических сбоев несколькими САПВ.

Для определенных систем АПВ, у которых известны вероятности, значение N представляет собой постоянную величину, то есть $N = const$.

Когда в аппроксимирующую функцию вводится корректирующий член в виде постоянного числа C , следует учитывать, что сама аппроксимирующая функция должна быть положительна, а функция распределения – меньше 1.

Когда функция будет получена (она должна иметь логарифмическую зависимость), графики коррекции будут совпадать с графиками для нерезервируемых систем и среднее значение в этом случае будет зависеть от времени $t_{\text{проверки}}$.

В заключение рассмотрения первого алгоритма работы нескольких систем АПВ необходимо сделать следующее замечание. В начале рассмотрения было сделано предположение о том, что все системы АПВ имеют одно и то же значение числа M . Однако в общем случае этого может и не быть, т.е. вероятности устранения алгоритмических сбоев в каждой попытке обобщенной системой АПВ могут выражаться иначе.

Однако учет возможности такого варианта не влияет на полученные результаты. Действительно, всегда можно принять в качестве общего M его максимальное значение из числа, считая при этом равными нулю значения вероятностей.

Суть в том, что при первом алгоритме все имеющиеся САПВ друг за другом делают по одной попытке, затем по второй, по третьей и так далее, пока не будет устранен алгоритмический сбой, либо до истечения принятого числа повторений.

При втором алгоритме берется несколько САПВ. Первая система делает полное (принятое для систем число попыток), аналогичным образом работает вторая, третья и так далее либо до устранения сбоя, либо до истечения числа попыток. Вероятность устранения ошибок может быть как постоянная, так и переменная – убывать, возрастать. В качестве числа попыток можно взять число, равное $АПВ(n + 1)$, а вероятность устранения сбоев – результирующую вероятность всех попыток.

Список литературы:

1. Гончаров В.В. Функциональная устойчивость сетей и систем связи: конспект лекций. – 2019–2020.
2. ГОСТ 5311–2008. Устойчивость функционирования сети связи общего пользования.
3. Додонов А.Г., Ландэ Д.В. Живучесть информационных систем. – Киев : Наук. Думка, 2011.
4. Егунов М.М., Шувалов В.П. Анализ структурной надежности транспортной сети // Вестник СибГУТИ. – 2012. – № 1.

1.4. ЭНЕРГЕТИКА

ЭЛЕКТРИЧЕСТВО КАК СПОСОБ ОБРАБОТКИ УЗКИХ ПАЗОВ ДЕТАЛЕЙ, СОЗДАНЫХ ИЗ ТВЕРДОСПЛАВНОЙ СТАЛИ

Лысков Владимир Иванович

магистрант,
кафедра энергетики,
Нижевартовский государственный университет,
РФ, г. Нижневартовск

Мялкин Павел Николаевич

магистрант,
кафедра энергетики,
Нижевартовский государственный университет,
РФ, г. Нижневартовск

Мельников Виктор Владиславович

магистрант,
кафедра энергетики,
Нижевартовский государственный университет,
РФ, г. Нижневартовск

Аннотация. Спрос на макро- и микропродукты и компоненты из труднообрабатываемых материалов растет. Несмотря на свои исключительные свойства, многие из этих труднообрабатываемых материалов имеют ограниченное применение. Эти материалы создают множество проблем при традиционных процессах обработки.

Эрозионно-электрохимическая обработка предлагает лучшую, а иногда и единственную альтернативу для создания точных трехмерных элементов сложной формы и компонентов из этих труднообрабатываемых материалов.

Ключевые слова: электроэрозионная обработка; электрохимическая обработка; комбинированная обработка, электротехническая установка.

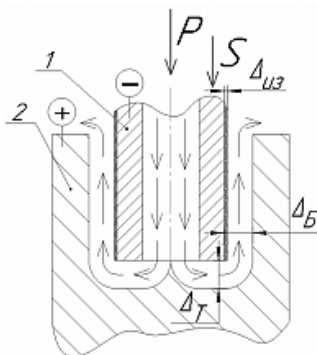
Развитие науки и техники в современном машиностроении, автомобилестроении, судостроении, авиационном, космической и медицинской отрасли направлено на создание сложных технологических систем. При исполнении данных систем в виде отдельных механизмов и устройств, в которых имеются глубокие пазы малого размера, предъявляются высокие требования как по точности, так и по качеству обработки [1; 2].

Ультразвуковая обработка. К ультразвуковым методам обработки относятся размерная ультразвуковая обработка и наложение ультразвуковых колебаний на режущий инструмент [4].

Широкому применению данного метода пока препятствует ряд недостатков. В основном они связаны с технологической сложностью организации процесса. Кроме того, ультразвуковая обработка деталей требует обеспечения дополнительных операций, среди которых доставка абразивного материала в рабочую зону и подключение оборудования для водяного охлаждения. Эти факторы могут повышать и стоимость работ. При обслуживании промышленных процессов растут и энергетические затраты.

Электрохимическая обработка. Электрохимическая обработка (ЭХО) – это нетрадиционный процесс механической обработки, при котором материал удаляется с помощью механизма анодного растворения в процессе электролиза [1; 2].

Схема электрохимической обработки представлена на рисунке 1.



1 – электрод-инструмент (катод); 2 – обрабатываемая деталь (анод); $\Delta_{ИЗ}$ – толщина изоляционного слоя на электрод-инструменте; $\Delta_{Т}$ – торцевой межэлектродный зазор; $\Delta_{Б}$ – боковой межэлектродный зазор ($\Delta_{Б} = \Delta_{Т} - \Delta_{ИЗ}$)

Рисунок 1. Схема электрохимической прошивки отверстий

Принцип: Напряжение постоянного тока (10–25 В) прикладывается к межэлектродному зазору между предварительно сформированным катодным инструментом и анодной заготовкой. Электролит (например, водный раствор NaCl) течет с высокой скоростью (10–60 м/с) через межэлектродный зазор (0,1–0,6 мм).

Основными недостатками данного метода являются следующие.

1. При изолированном инструменте обработка паза будет трудно-выполнима, в связи с тем что при поперечном перемещении будет работать боковая поверхность.

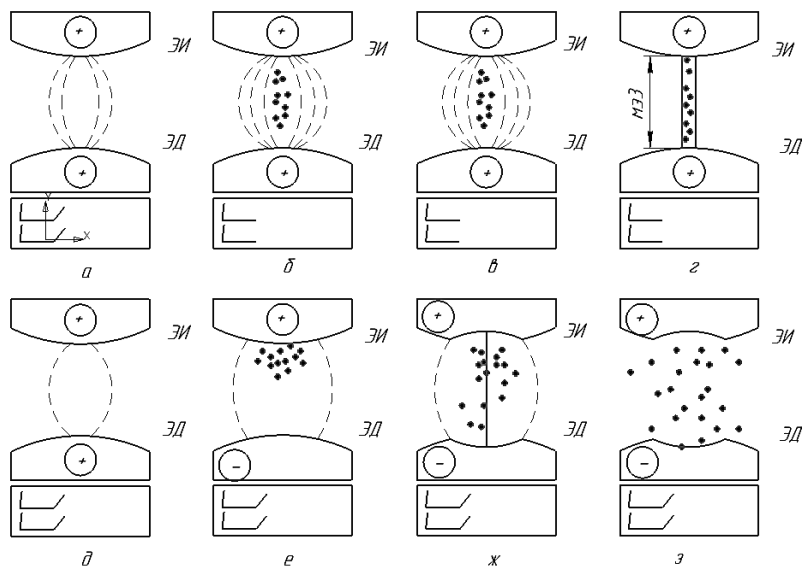
2. Отсутствие данных по назначению режимных параметров для получения узких пазов.

Электроэрозионная обработка. Электроэрозионная обработка – это процесс термоэлектрической обработки, при котором материал удаляется или разрушается с заготовки из-за энергии серии электрических разрядов, возникающих между электрод-инструментом и электрод-заготовкой, погруженными в диэлектрическую среду.

Механизм эрозии в ЭЭО – очень сложное явление, включающее множество физических процессов. Поэтому точное физическое явление, происходящее в рабочей области (зазор между электродом и заготовкой), продолжает оставаться предметом исследований. Молекулярно-динамическое моделирование процесса (рис. 2) показывает, что механизм удаления материала можно объяснить двумя способами:

- 1) за счет испарения;
- 2) за счет высокотемпературной плазмы перегретого металла.

Процесс снятия материала с электрода при электроэрозионном процессе представлен на рисунке 2 [3].



ЭИ – электрод-инструмент; ЭД – электрод-деталь; МЭЗ – межэлектродный зазор

Рисунок 2. Процесс снятия материала с электрода

Основными *недостатками* являются: высокий износ электрода-инструмента, образование зоны термического влияния на обрабатываемой детали, что может привести к образованию микротрещин на поверхности детали и формированию растягивающих остаточных напряжений в материале, нестабильность протекания процесса вследствие неблагоприятных условий эвакуации продуктов эрозии.

Комбинированная обработка. Электрофизические и электрохимические методы обработки узких пазов (менее 1 мм) имеют ряд существенных преимуществ перед традиционными методами. Благодаря этим преимуществам, следует объединить процессы путем комбинирования известных электрофизических, электрохимических технологий, усиливая положительные черты каждого из них.

Комбинированные методы обработки включают в себя несколько физико-химических явлений [3]. Каждый метод электрофизических технологий использует один вид энергии, но у комбинированных методов возможно применение нескольких видов энергии при обработке.

Использование комбинированных методов обработки необходимо для повышения как производительности процесса обработки, так и качества обрабатываемых деталей. Иногда при освоении комбиниро-

ванных способов обработки возможно достигнуть новых технических эффектов, например, значительно увеличить прочность, износостойкость и достигнуть других улучшенных эксплуатационных параметров деталей.

Вывод. Проведенный аналитический обзор методов получения отверстий малого диаметра показал, что из существующих методов обработки твердых сплавов наиболее перспективным является комбинированный эрозионно-электрохимический метод прошивки отверстий. Данный метод позволяет повысить производительность процесса за счет увеличения скорости анодного растворения материала благодаря введению электрических импульсов эрозионной составляющей в электрохимический процесс.

Список литературы:

1. Боровский Г.В. Современные технологии обработки материалов / Г.В. Боровский, С.Н. Григорьев, А.Р. Маслов. – М. : Машиностроение, 2015. – 306 с.
2. Маслов А.Р. Обработка труднообрабатываемых материалов резанием : учеб. пособие / А.Р. Маслов, А.Г. Схиртладзе. – М. : Машиностроение, 2018. – 208 с.
3. Саушкин Б.П. Комбинированные методы обработки в машиностроительном производстве // Металлообработка. – 2003. – № 1 (13). – С. 8–17.
4. Фидаров В.Х. Обработка заготовок деталей машин из труднообрабатываемых материалов. – 2014. – 164 с.

ДЛЯ ЗАМЕТОК

**НАУЧНЫЙ ФОРУМ:
ТЕХНИЧЕСКИЕ И ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИЕ НАУКИ**

*Сборник статей по материалам LI международной
научно-практической конференции*

№ 1 (51)
Январь 2022 г.

В авторской редакции

Подписано в печать 20.01.22. Формат бумаги 60x84/16.
Бумага офсет №1. Гарнитура Times. Печать цифровая.
Усл. печ. л. 2,5. Тираж 550 экз.

Издательство «МЦНО»
123098, г. Москва, ул. Маршала Василевского, дом 5, корпус 1, к. 74
E-mail: tech@nauchforum.ru

Отпечатано в полном соответствии с качеством предоставленного
оригинал-макета в типографии «Allprint»
630004, г. Новосибирск, Вокзальная магистраль, 3

16+



**НАУЧНЫЙ
ФОРУМ**
nauchforum.ru