



DOI: 10.5862/JCSTCS.229.6

УДК 681.51:621:391

Г.Ф. Малыхина, И.А. Кислицына

ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

G.F. Malykhina, I.A. Kislitcina

MEASUREMENT OF MOTION CHARACTERISTICS USING NEURAL NETWORKS

Предложен нейросетевой алгоритм измерения характеристик движения спускаемого аппарата на лунную поверхность, использующий фотонный преобразователь. Измерительная система основана на регистрации рассеянного излучения фотонов и включает источник и четыре детектора фотонов. Модель предназначена для использования на начальных этапах проектирования системы измерения текущей высоты, скорости движения и наклона спускаемого аппарата относительно подстилающей поверхности. Модель позволяет выполнить анализ геометрии расположения источников и детекторов излучения, оценить среднее значение интенсивности потока фотонов и исследовать влияние на результаты измерения состава подстилающей поверхности. Алгоритм реализует нелинейную модель пространства состояний. Обучение алгоритма выполняется по данным компьютерного моделирования. Приведены результаты моделирования работы алгоритма и выполнена оценка погрешности измерения высоты, скорости и угла наклона спускаемого аппарата.

НЕЙРОСЕТЕВОЙ АЛГОРИТМ; ИЗМЕРЕНИЕ; ДВИЖЕНИЕ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА.

A neural-network-based algorithm is offered for measuring the motion characteristics of a landing module. The measurement system is based on recording photon scattering. It uses a central photon source and four photon detectors for measuring the altitude, the traverse speed and the slope angle of the landing module. The model is intended for the initial stage of developing the information measuring system. The model allows to estimate the results of altitude, traverse speed and slope angle measurement, analyze the geometrical arrangement of photon sources and photon detectors, investigate the influence of chemical composition of underlying surface. The algorithm uses the information obtained from the photon detectors arranged on the lunar landing module and implements a state-space model of the landing module. A computer model of module motion produces training data. The generalization results allow to estimate measurement uncertainty. The simulation results of the algorithm and the estimated error of measurement of height, speed and angle of descent vehicle are presented.

NEURAL NETWORK ALGORITHM; LENDER MODULE MOTION; MEASUREMENT.

Для успешной посадки спускаемого аппарата на поверхность Луны необходимо выполнять достаточно точные измерения параметров движения, текущей высоты, скорости и угла наклона спускаемого аппарата над подстилающей поверхностью в реальном времени. Результаты измерения предназначены для управления двигателями мягкой посадки. Измерения выполняются в условиях неравномерного спуска, обусловленного отсутствием атмосферы,

что исключает спуск на парашюте, наличием масконов, приводящих к неравномерности силы тяжести [1].

Особенностью измерения является неточное представление об элементном составе подстилающей поверхности в месте посадки. Наличие слоя пыли на поверхности делает измерение нечетким. Достаточно полный натурный эксперимент невозможно провести в земных условиях, поэтому повышается роль моделирования.

Существуют высотометры различных диапазонов частот: радиоволнового ($3 \cdot 10^9$ – $30 \cdot 10^9$ Гц), инфракрасного ($1,5 \cdot 10^{12}$ – $400 \cdot 10^{12}$ Гц), видеокамеры ($270 \cdot 10^{12}$ – $790 \cdot 10^{12}$ Гц), рентгеновского ($3 \cdot 10^{16}$ – $3 \cdot 10^{19}$ Гц), фотонного ($> 3 \cdot 10^{19}$ Гц).

Лазерный дальномер – стандартное измерительное средство для автоматических космических кораблей. В качестве примера рассмотрим следующие проекты, приведенные в табл. 1: VeriColombo (совместная для ЕКА и JAXA космическая автоматическая миссия к Меркурию), Lunar Orbiter Laser Altimeter (программа NASA Lunar Reconnaissance Orbiter по картографированию поверхности Луны), Mercury Laser Altimeter (программа NASA Messenger по картографированию поверхности Меркурия), «Фобос-Грунт» (посадка космического аппарата (КА) на поверхность спутника Марса – Фобоса, забор образцов грунта и доставка их на Землю) [2, 3].

Рассмотренные в табл. 1 высотометры применяются на больших расстояниях. Для определения малых высот при осуществлении посадки летательных аппаратов используют лазерные дальномеры-высотометры, указанные в табл. 2. Однако и эти высотометры имеют недостатки. В-первых, для обеспечения высокой надеж-

ности в условиях длительной космической экспедиции (вакуум, различные виды радиации, перепады температуры, вибрация на этапе вывода в космос и пр.) существенно осложняется задача построения системы с учетом минимизации массы и энергопотребления. Во-вторых, лазерное излучение является остронаправленным, что повышает чувствительность системы к случайным препятствиям и облаку пыли, образованному в результате работы двигателей мягкой посадки.

Для определения малых высот спускаемого аппарата над подстилающей поверхностью может использоваться радиолокационный способ измерений. С помощью радиовысотометров была успешно осуществлена мягкая посадка целого ряда советских автоматических межпланетных станций «Луна» (от «Луна-16» до «Луна-24») для изучения естественного спутника Земли. Существующие в настоящее время модели высотометров представлены в табл. 2. Бортовые фазовые измерители дальности (высоты) обладают выраженным преимуществом по сравнению с высотометрами малых высот, использующими импульсный или частотно-модулированный зондирующий сигнал, поскольку позволяют измерять сверхмалые высоты вплоть до единиц

Таблица 1

Лазерные дальномеры, используемые для управления космическим аппаратом

КА-носитель	Clementine	NEAR Shoemaker	Mars Global Surveyor	MESSENGER	VeriColombo	LRO	Фобос-Грунт
Планета назначения	Луна	Эрос	Марс	Меркурий	Меркурий	Луна	Фобос
Дата запуска	25 января 1994	17 февраля 1996	7 ноября 1996	3 августа 2004	2017	19 июня 2009	2011
Название прибора	LIDAR	NLR	MOLA	MLA	BELA	LOLA	ЛВ-В
Диапазон дальностей, км	400...8300	35...50	400	200...15 000	400...1500	50	0,5...100

Таблица 2

Лазерные дальномеры-высотомеры, используемые для посадки летательных аппаратов

Наименование прибора	Диапазон высот, м	Погрешности измерений, м
ДЛ-1 [4]	2...600	Среднеквадратическое отклонение значений измеренной дальности не более 0,2. Систематическое отклонение значений измеренной дальности не более $\pm (0,2 + 0,001 \times D)$
ДЛ-5М [4]		Максимальная ошибка измерения - в диапазоне от 2 до 200 м: 0,5; - диапазоне от 200 до 1000 м: 2,2
ДЛ-8 [4]	0,3...150	Систематическая погрешность измерения $\pm(0,03+0,001 \times H)$. Среднеквадратическая погрешность измерения не более 0,03

дециметров. Использование же в фазовом дальномере нескольких частотных шкал (например, трех) дает возможность измерять дальности до нескольких километров, т. е. перекрывать четыре декады. В отечественной и зарубежной литературе указывается на возможность реализации бортовых многолучевых систем доплеровского измерения скорости (ДИС) КА и измерителей наклонной дальности (высоты) до зондируемой поверхности, использующих фазовый метод. Такие системы осуществляют, кроме того, построение радиовертикали, поэтому измеритель, входящий в их состав, назван ниже *радиовертикантом*. [5]. С помощью системы ДИС могут быть успешно реализованы требования к точности измерения высоты $\pm 0,3 + 2 \% H$.

Как видно из табл. 3, точность радиовысотомеров уменьшается обратно пропорционально высоте. Кроме того, радиовысотомеры не могут работать через обшивку спускаемого аппарата и через плазму работающего двигателя мягкой посадки.

В 1966–1968 гг. в ЦНИИ Робототехники и технической кибернетики был разработан высотомер типа «Кактус». [9] Принцип действия высотомера основан на регистрации обратно рассеянного от подстилающей поверхности гамма-излучения. Сигнал, отраженный от подстилающей поверхности и регистрируемый детектором, несет информацию о высоте, которая отсчитывается от уровня поверхности.

Система выполняет непосредственное измерение высоты и косвенное измерение скорости и угла наклона исходя из результатов измерения высоты. Для измерения высоты, превышающей 10 м, целесообразно использовать радиовысотомер, но на меньших высотах радиовысотомер дает значительные погрешности измерения методического характера, что приводит к необходимости разработки высотомера, основанного на регистрации рассеянного гамма-излучения. Преимуществами фотонного высотомера являются:

- способность выполнять измерения через обшивку спускаемого аппарата в условиях плазмы двигателей мягкой посадки;

- нечувствительность системы к слою пыли на поверхности планеты и к случайным препятствиям;

- обеспечение высокой точности измерений на малых высотах.

Фотонный высотомер характеризуется случайными некоррелированными шумами, распределенными по нормальному закону пуассоновского типа. Относительная погрешность измерения фотонного высотомера уменьшается при измерении на малых высотах, что является положительным свойством для управления двигателем посадки. Поэтому в системе посадки целесообразно использовать совместно радиовысотомер на высотах, превышающих 10 м, и фотонный высотомер на высотах от 0,3 до 10 м.

Таблица 3

Бортовые радиовысотомеры

Наименование прибора	Диапазон высот, м	Погрешности измерений, м
А-035 (РВ-21) [6]	0...1500; 0...6000; 0...11000	от 0 до 20 м (+ 2); более 20 м (+ 0,1 Н)
А-037 [7]	0...750	в диапазоне углов крена и тангажа $\pm 40^\circ$: при $0 \leq H < 60$ м: $\pm(0,6+0,05 Н)$ при $60 \leq H \leq 750$ м: $\pm 0,06 Н$
А-040 [7]	10...1000	$\pm 0,05 Н$
А-040-01 [8]	10...1000	в диапазоне высот от 10 до 75 м $\pm (1 + 0,08 Н)$ в диапазоне высот от 75 м $\pm 0,08 Н$
А-052 [7]	0...1500	по цифровому выходу: $\pm(0,45 + 0,01 Н)$ по индикатору: $\pm 2,0$ или $\pm 0,1 Н$
А-053 [7]	0...1500	по цифровому выходу: $\pm 0,45$ или $\pm 0,02 Н^*$ по индикатору: $\pm(1,5 + 0,05 Н)$
А-075 [7]	0...25000	$(1,5 + 0, 015 Н)$
А-076 [7]	0...20000	$\pm(1 + 0, 01 Н)^*$, * в диапазоне Н от 20 до 10000 м
А-078 [8]	0...10000	$\pm(0,5 + 0,01 Н)$
А-098 [7]	0...8000	$\pm(1,5+0,015 Н)$
РВ-2	0...120,100...1200	$\pm 5 \dots \pm 10$
РВ-5М (А-037) [6]	0...750	от 0 до 10 м: $\pm 0,8$ от 10 до 750 м: $\pm 8 \%$
РВ-10	80...12000	15-150 м: $\pm 0,25$
РВ-17	100...1700	15 м: $0,25 Н$

Для обработки результатов измерения целесообразно использовать нейросетевые алгоритмы, преимуществом которых является фильтрация в процессе измерения шума фотонного преобразователя, способность обучения системы измерения по результатам имитационного эксперимента, способность обобщения результатов обучения на других данных, которые не были предъявлены в процессе обучения, возможность дообучения в процессе получения новых данных в реальных экспериментах.

Задачей настоящей статьи является разработка нейросетевого алгоритма измерения параметров движения спускаемого аппарата на лунную поверхность на основе данных компьютерного моделирования.

В основу моделирования положено соотношение Клейна–Нишины–Тамма, характеризующее взаимодействие фотонов с веществом.

Условия посадки на Луну серьезно отличаются от земных условий отсутствием атмосферы, неравномерным движением, высоким фоном радиационного излучения, составом грунта.

Геометрия системы измерения параметров движения. Система имеет источник фотонного излучения (ФИ), размещенный в центре спускаемого аппарата, и четыре детектора (Д1–Д4), расположенные по краям на равном расстоянии l от источника. Спускаемый аппарат может быть наклонен относительно подстилающей поверхности,

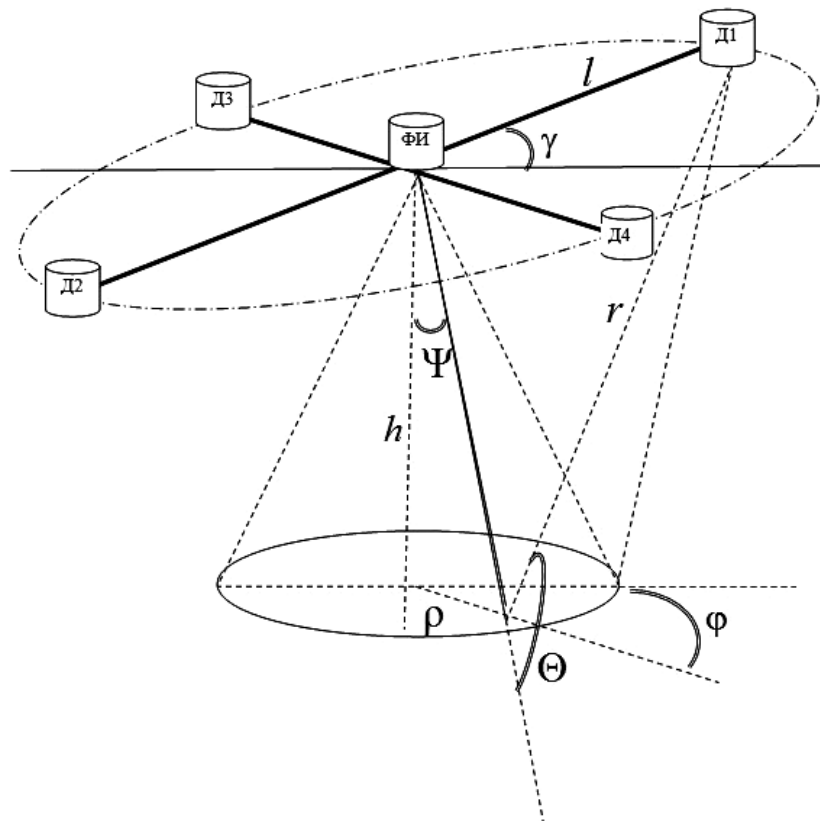


Рис. 1. Расположение источника и приемников излучения

причем угол γ_1 характеризует наклон оси, на которой расположены приемники Д1 и Д2, угол γ_2 – наклон оси приемников Д3-Д4. На рис. 1 представлена геометрия системы, где h – текущее значение высоты спускаемого аппарата, r – расстояние от рассеивающего элемента до детектора, ρ – расстояние между проекцией центра ФИ и элементом рассеяния, Ψ – угол падения прямого потока фотонов, $depth$ – глубина, на которой происходит рассеивание, $\Psi \leq \Psi_{max}$, где Ψ_{max} – угол коллимации, ϕ – угол между проекцией оси детекторов Д1-Д2 и радиусом, проходящим через элемент рассеяния фотонов, Θ – угол рассеяния фотонов. Приемник излучения имеет конечные размеры, поэтому диапазон углов рассеяния фотонов, достигающих детектор Д1, составляет $[\Theta_1, \Theta_2]$.

Моделирование фотонного преобразователя. Интенсивность излучения, воспринимаемого одним из детекторов, например Д1, зависит от угла наклона γ_1 оси детек-

тора над подстилающей поверхностью, высоты h , расстояния r между источником и детектором излучения, угла рассеяния Θ , отношения α энергии фотона к энергии покоящегося электрона $\alpha \approx 1,129$, сечения комптоновского рассеяния на один электрон, отнесенного к единице телесного угла σ_0 . Интенсивность рассеянного под углом Θ фотонного излучения, зависящая от геометрии расположения источника и приемников излучения, может быть вычислена по формуле:

$$I_{\Theta}(r, l, \gamma, \Psi, h, \phi, \Theta) = I_0 \frac{3\sigma_0}{16\pi r^2} \cdot \frac{(1 + \cos^2(\Theta))}{[1 + \alpha(1 - \cos^2(\Theta))]^2} \times \left\{ 1 + \frac{\alpha^2(1 - \cos^2(\Theta))^2}{[1 + \alpha(1 - \cos^2(\Theta))] \cdot (1 + \cos^2(\Theta))} \right\}. \quad (1)$$

Интенсивность потока регистрируемых гамма-квантов может быть получена интегрированием по объему рассеивающего вещества:

$$I_{\text{detect}} = \int_{\text{depth}} \int_{\varphi} \int_{\rho} e^{-\mu(E) \cdot \text{depth}} I_{\Theta}(r, l, \gamma, \Psi, h, \varphi, \Theta) \times d(\text{depth}) d\varphi d\rho, \quad (2)$$

где $\mu(E)$ – коэффициент массового поглощения, зависящий от энергии фотонов; ρ – плотность слоя рассеивающей поверхности; depth – глубина, на которой расположен рассеивающий элемент.

Соотношение (2) характеризует среднюю интенсивность регистрируемого потока фотонов. Текущее значение интенсивности содержит шум, некоррелированный и распределенный по закону Пуассона. При достаточно большой интенсивности потока шум имеет Гауссово распределение, тогда интенсивность потока фотонов представляет собой сумму систематической и случайной составляющей:

$$I_{\text{detect}}(n) = I_{\text{detect}}(n) + N(n), \\ \sigma(N(n)) = \sqrt{I_{\text{detect}}(n)}.$$

Моделирование интенсивности регистрируемых потоков при различных высотах, углах наклона и скоростях спуска позволяет выполнять проектирование системы посадки.

Моделью объекта и системы измерения является нелинейная динамическая система, представленная в терминах пространства состояний. Измерительная система работает в условиях неполной информации об объекте измерения и об условиях измерения. Динамическое поведение системы характеризуется уравнением управления

$$\mathbf{x}(n+1) = \Phi(\mathbf{W}_A \mathbf{x}(n) + \mathbf{W}_B \mathbf{u}(n)) \quad (4)$$

и уравнением наблюдения

$$\mathbf{y}(n) = \Phi(\mathbf{W}_C \mathbf{x}(n) + \mathbf{e}(n)), \quad (5)$$

где $\mathbf{x}(n)$ – $q \times 1$ -вектор, характеризующий состояние нелинейной динамической системы дискретного времени; $\mathbf{u}(n)$ – $m \times 1$ входной вектор управляющих воздействий; $\mathbf{y}(n)$ – $p \times 1$ вектор, характеризующий выход системы; $\mathbf{e}(n)$ – вектор погрешностей измерения; \mathbf{W}_A – матрица размером $q \times q$; \mathbf{W}_B – матрица размером $q \times (m+1)$; \mathbf{C} – матрица размером $p \times q$; $\Phi()$ – функция, характеризующая нелинейность. Про-

странства R^m , R^q и R^p называются входным пространством, пространством состояний и выходным пространством соответственно. Размерность пространства состояний q определяет порядок системы. Таким образом, модель пространства состояний характеризует нелинейную динамическую систему дискретного времени порядка q с m входами и p выходами.

Погрешность, вызванная шумом радиоизотопного преобразователя, не является аддитивной, случайная составляющая погрешности зависит от интенсивности потока фотонов.

Рассмотрим уравнение системы с одним входом и одним выходом:

$$\mathbf{x}(n+1) = \Phi(\mathbf{W}_A \mathbf{x}(n) + \mathbf{W}_B u(n)), \quad (6)$$

$$y(n) = \Phi(\mathbf{W}_C \mathbf{x}(n) + e(n)). \quad (7)$$

Линеаризация уравнения (6) в точке $\mathbf{x} = \mathbf{0}$, $u = 0$ позволяет получить уравнение:

$$\delta \mathbf{x}(n+1) = \Phi'(0) \mathbf{W}_A \delta \mathbf{x}(n) + \Phi'(0) \mathbf{W}_B \delta u(n).$$

Введя обозначение $\mathbf{A} = \Phi'(0) \mathbf{W}_A$, $\mathbf{B} = \Phi'(0) \mathbf{W}_B$, получим рекуррентные соотношения для моделирования динамической системы:

$$\delta \mathbf{x}(n+1) = \mathbf{A} \delta \mathbf{x}(n) + \mathbf{B} \delta u(n)$$

$$\delta \mathbf{x}(n+2) = \mathbf{A}^2 \delta \mathbf{x}(n) + \mathbf{A} \mathbf{B} \delta u(n) + \mathbf{B} \delta u(n+1)$$

...

$$\delta \mathbf{x}(n+q) = \mathbf{A}^q \delta \mathbf{x}(n) + \mathbf{A}^{q-1} \mathbf{B} \delta u(n) + \mathbf{A}^{q-2} \mathbf{B}^2 \delta u(n+1) + \dots + \mathbf{A} \mathbf{B} \delta u(n+q-2) + \mathbf{B} \delta u(n+q-1).$$

Вектор входных воздействий имеет размерность q :

$$u_p(n) = [u(n), u(n+1), \dots, u(n+q-1)]^T.$$

Уравнение измерения характеристик объекта после линеаризации уравнения (7) и применения обозначения $\mathbf{C} = \Phi'(0) \mathbf{W}_C$ приобретает вид:

$$\delta y(n) = \mathbf{C}^T \delta \mathbf{x}(n) + \delta e(n)$$

$$\delta y(n+1) = \mathbf{C}^T \mathbf{A} \delta \mathbf{x}(n) + \mathbf{C}^T \mathbf{B} \delta u(n) + \delta e(n+1)$$

$$\delta y(n+2) = \mathbf{C}^T \mathbf{A}^2 \delta \mathbf{x}(n) + \mathbf{C}^T \mathbf{A} \mathbf{B} \delta u(n) + \mathbf{C}^T \mathbf{B} \delta u(n+1) + \delta e(n+2)$$

...

$$\begin{aligned} & \dots \\ \delta y(n+q-1) &= \mathbf{C}^T \mathbf{A}^{q-1} \delta \mathbf{x}(n) + \\ &+ \mathbf{C}^T \mathbf{A}^{q-2} \mathbf{B} \delta u(n) + \dots + \mathbf{C}^T \mathbf{A} \mathbf{B} \delta u(n+q-3) + \\ &+ \mathbf{C}^T \mathbf{B} \delta u(n+q-2) + \delta e(n+q-1). \end{aligned}$$

Нелинейная авторегрессионная сеть с внешними входами:

$$\begin{aligned} \delta y(n) + \delta y(n+1) + \dots + \delta y(n+q) &= \\ &= (\mathbf{C}^T + \mathbf{C}^T \mathbf{A} + \dots + \mathbf{C}^T \mathbf{A}^{q-1}) \delta \mathbf{x}(n) + \\ &+ (\mathbf{C}^T \mathbf{B} + \mathbf{C}^T \mathbf{A} \mathbf{B} + \dots + \mathbf{C}^T \mathbf{A}^{q-1} \mathbf{B}) \delta u(n) + \\ &+ (\mathbf{C}^T \mathbf{B} + \mathbf{C}^T \mathbf{A} \mathbf{B} + \dots + \mathbf{C}^T \mathbf{A}^{q-2} \mathbf{B}) \delta u(n+1) + \dots \\ &+ \mathbf{C}^T \mathbf{B} \delta u(n+q) + \delta e(n) + \delta e(n+1) + \dots \\ &+ \delta e(n+q-1). \end{aligned}$$

Заменим n на $n-q+2$ и запишем уравнение измерения для линеаризованной системы:

$$\begin{aligned} y(n+1) &= -y(n) - y(n-1) - \dots \\ &- y(n-q+2) + (\mathbf{C}^T \mathbf{B} + \mathbf{C}^T \mathbf{A} \mathbf{B} + \dots \\ &+ \mathbf{C}^T \mathbf{A}^{q-1} \mathbf{B}) \mathbf{x}(n-q+2) + (\mathbf{C}^T \mathbf{B} + \mathbf{C}^T \mathbf{A} \mathbf{B} + \dots \\ &+ \mathbf{C}^T \mathbf{A}^{q-2} \mathbf{B}) u(n) + \dots + \mathbf{C}^T \mathbf{B} u(n+q-2) + \\ &+ \delta e(n-q+1) + \delta e(n-q) + \dots + \delta e(n). \end{aligned} \quad (8)$$

Матрица $\mathbf{M} = [\mathbf{C}, \mathbf{C} \mathbf{A}^T, \dots, \mathbf{C} (\mathbf{A}^T)^{q-1}]$ является матрицей наблюдаемости линеаризованной системы.

Запишем в виде суммы:

$$\begin{aligned} y(n) &= - \sum_{k=n-q+2}^n y(k) + \\ &+ \sum_{k=0}^{q-1} \mathbf{C}^T \mathbf{A}^k \mathbf{B} \cdot \mathbf{x}(n-q+2) + \sum_{k=0}^{q-2} \mathbf{C}^T \mathbf{A}^k \mathbf{B} \cdot u(n) + \dots \\ &+ \mathbf{C}^T \mathbf{B} u(n-q+1) + \sum_{k=n-q+1}^n e(k). \end{aligned}$$

Уравнение измерения (8) реализует рекуррентная нейронная сеть с одним входом и одним выходом. Увеличение числа входов и числа выходов рекуррентной нейронной сети позволит выполнять измерение всех параметров движения спускаемого аппарата. Вектор входных параметров содержит пять компонент, которые представляют число фотонов, регистрируемых на заданном временном интервале каждым из четырех детекторов $I_i = \left(\frac{I(n)}{I_0} \right)_{D_i}$, $i = 1, 2, 3, 4$ и значения высоты h_{radio} , измеренной

радиовысотомером:

$$\mathbf{u}(n) = \left\{ \left(\frac{I_1(n)}{I_0} \right)_{D1}, \left(\frac{I_2(n)}{I_0} \right)_{D2}, \left(\frac{I_3(n)}{I_0} \right)_{D3}, \left(\frac{I_4(n)}{I_0} \right)_{D4}, h_{\text{radio}} \right\}.$$

Вектор измеренных сигналов содержит четыре компоненты: текущую высоту, скорость и два угла наклона осей детекторов Д1-Д2 и Д3-Д4.

$$\mathbf{y}(n) = \{h(n), v(n), \gamma_1(n), \gamma_2(n)\}.$$

Модель измерения представляет собой нелинейную авторегрессию с внешними входами. Предложено использовать полносвязную нейронную сеть с одним внутренним слоем с логистической активационной функцией и с линейным выходным слоем. Измеренное значение сигнала

$$y_k(n) = \sum_{i=0}^{L1} \varphi_k \left(w_{ik} \left(\sum_{p=0}^P \sum_{j=0}^{L0} \varphi_j(w_{ij}(p) \times x_j(n-p)) + b_i \right) \right) + b_k,$$

$$i = 0..L1, p = 0..P, j = 0..L0, k = 0..K,$$

где $L0$ – число элементов входного слоя; $L1$ – число нейронов скрытого слоя; P – порядок системы; $w_{ij}(p), b_i$ – веса и смещения внутреннего слоя нейронов; w_{ik}, b_k – веса и смещения выходного слоя нейронов. На вход нейронной сети поступают текущие $p=0$ и задержанные на $p=1, 2$ значения интенсивности потока фотонов, регистрируемых детекторами, высота по радиовысотомеру:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_1(n) &= [I_1(n), I_2(n), I_3(n), I_4(n), I_1(n-1), \\ &I_2(n-1), I_3(n-1), I_4(n-1), I_1(n-2), \\ &I_2(n-2), I_3(n-2), I_4(n), h_{\text{radio}}(0)]^T \end{aligned}$$

и задержанные на $p=1, 2, 3$ предыдущие значения высоты, углов наклона и скорости:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_2(n) &= [h(n-1), h(n-2), h(n-3), v(n-1), \\ &v(n-2), v(n-3), \gamma_1(n-1), \gamma_1(n-1), \gamma_1(n-1), \\ &\gamma_2(n-1), \gamma_2(n-1), \gamma_2(n-1)]^T. \end{aligned}$$

Структура рекуррентной нейронной сети с задержками входного сигнала по-

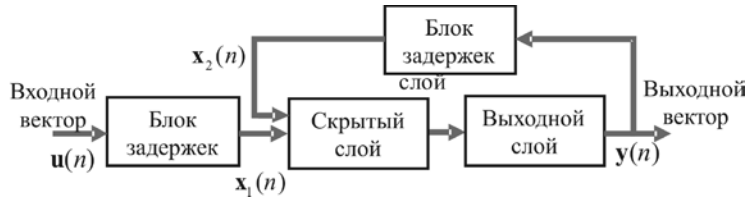


Рис. 2. Рекуррентная нейронная сеть с задержками входного сигнала

казана на рис. 2. Для обучения нейронной сети применен метод Бройдена–Флетчера–Гольдфарба–Шанно, который относится к группе квазиньютоновских методов оптимизации и считается лучшим из них. Вычислительная сложность этого метода более высокая, чем у градиентных методов. Однако обучение нейронной сети выполняется на этапе градуировки системы, поэтому длительность обучения не оказывает существенного влияния на работу измерительной системы. Оптимальный размер нейронной сети, содержащей три нейрона скрытого слоя и четыре нейрона выходного слоя, был подобран путем постепенного наращивания числа слоев и числа нейронов в слое и сопоставления среднеквадратической ошибки обучения и обобщения. Это позволило избежать эффекта переобучения нейронной сети.

Вектор входных параметров $x_1(n)$ нормализован. Нормализация включает следующие преобразования:

приведение всех компонент входных векторов к виду с нулевым средним значением и единичной дисперсией;

вычисление главных компонент векторов.

Применение главных компонент позволяет на 30 % уменьшить объем обучающей выборки. В процессе моделирования возможно включение также данных физического эксперимента, выполняемого в земных условиях [10].

Результаты моделирования. Для моделирования системы измерения параметров движения спускаемого аппарата разработана программа, включающая моделирование:

фотонного преобразователя при различном расположении источника и приемников излучения;

шума фотонного преобразователя;

нейросетевого алгоритма измерения параметров движения.

С использованием этой программы вы-

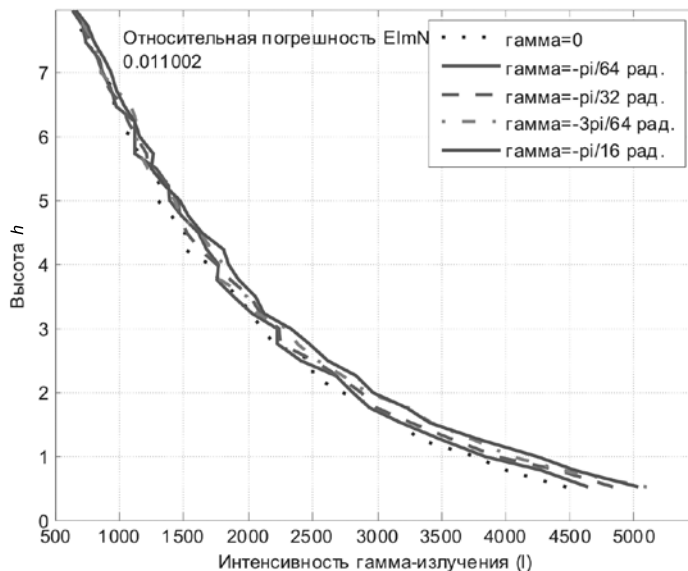


Рис. 3. Зависимость измеренного значения высоты от количества зарегистрированных фотонов

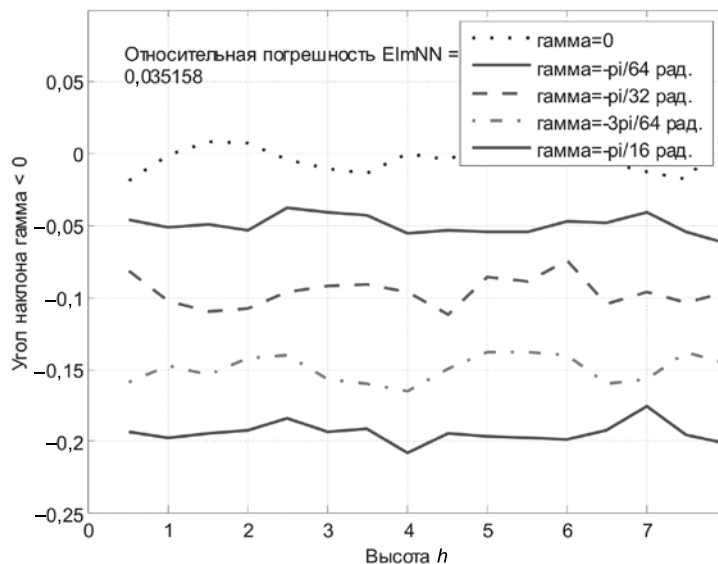


Рис. 4. Зависимость результата измерения угла наклона от высоты

полнено моделирование системы измерения параметров при следующих условиях: источник излучения Cz-137 с энергией 660 кэВ, расстояние $l = 2i$, начальная высота $h = 8i$, угол коллимации 60 град.

На рис. 3 показан пример измерения с использованием рекуррентной нейронной сети высоты спускаемого аппарата, движущегося равномерно, по данным моделирования фотонного преобразователя. Моделирование выполнялось при разных значениях угла наклона спускаемого аппарата $\gamma_1 = 0, -\pi/64, -\pi/32, -3\pi/64, -\pi/16$ рад. Средняя величина относительной погрешности в данном эксперименте составила 1 %.

На рис. 4 приведен график зависимости результата измерения угла наклона оси спускаемого аппарата от высоты в случае, если угол наклона не изменяется в процессе спуска. Моделировались значения угла наклона $[0, -\pi/64, -\pi/32, -3\pi/64, -\pi/16]$ рад. Относительная погрешность измерения угла наклона в данном эксперименте (за исключением

случая $\gamma_1 = 0$) составила 4 %.

Разработанная компьютерная модель системы измерения параметров движения спускаемого аппарата на поверхность Луны предназначена для использования на начальных этапах разработки системы, поскольку выполнение полного натурального эксперимента невозможно.

Предложено использовать нелинейную модель пространства состояний, которая лучше характеризует неравномерное движение вблизи лунной поверхности при отсутствии атмосферы.

Нелинейная модель пространства состояний реализуется рекуррентной нейронной сетью с задержками на входе.

Компьютерный эксперимент показал, что при выбранных конструктивных параметрах системы нейросетевой алгоритм на этапе обучения позволяет получить среднюю относительную погрешность измерения высоты 1 %, угла наклона — 4 %, на этапе обобщения 1,5 и 6 %.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы. Под ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011. 684 с.
2. Поляков В.М., Покровский В.П., Сомс Л.Н. Лазерный передающий модуль с переключаемой диаграммой направленности для дальномера космического аппарата «Фобос-грунт». 2011.

3. Зубов Н.Е., Савчук Д.В., Старовойтов Е.И. Анализ возможностей, оптимизации массы и энергопотребления лазерного высотомера для управления спуском с окололунной орбиты // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 67–74.

4. ЗАО «Скат-Р» [электронный ресурс]/ URL:

<http://www.skat-r.ru> (дата обращения: 15.05.2015).

5. **Егоров В.В.** Доплеровские радары посадки космических аппаратов на Луну и планеты Солнечной системы // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2012. Т. 9. № 2. С. 145–151

6. **Ковалев М.А. и др.** Радиотехнические навигационные средства самолетовождения и посадки: учеб. пособие. В 2 ч. Ч. 1. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. 76 с.

7. УПКБ «Деталь» [электронный ресурс]/ URL:

<http://www.upkb.ru/> (дата обращения: 15.05.2015).

8. ОАО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» [электронный ресурс]/ URL: <http://ktrv.ru/> (дата обращения: 15.05.2015).

9. **Юревич Е.И.** Основы проектирования техники: учеб. пособие. СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2012. 148 с.

10. **Васильев А.Н., Тархов Д.А.** Построение приближённых нейросетевых моделей по разнородным данным // *Математическое моделирование*. 2007. № 19:12. С. 43–51.

REFERENCES

1. **Legostayev V.P., Lopota V.A.** (eds.). *Luna – shag k tekhnologiyam osvoyeniya Solnechnoy sistemy* [The Moon – a Step Towards the Development of Technologies of the Solar System], Moscow: RKK «Energiya» Publ., 2011, 684 p. (rus)

2. **Polyakov V.M., Pokrovskiy V.P., Soms L.N.** *Lazernyy peredayushchiy modul s pereklyuchayemoy diagrammoy napravlenosti dlya dalnomera kosmicheskogo apparata «Fobos-grunt»* [The Laser Transmitter Module with Switchable Radiation Pattern for EDM Spacecraft “Phobos-Grunt”]. 2011. (rus)

3. **Zubov N.Ye., Savchuk D.V., Starovoytov Ye.I.** Analiz vozmozhnostey, optimizatsii massy i energopotrebleniya lazernogo vysotomera dlya upravleniya spuskom s okololunnoy orbity [Analysis of Possibilities, Optimization of Mass and of Power Consumption for a Laser Altimeter Controlling the Descent of a Spacecraft from the Lunar Orbit]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space technic and technology], 2014, No. 1 (4), Pp. 67–74. (rus)

4. ЗАО «Skat-R». Available: <http://www.skat-r.ru> (Accessed: 15.05.2015). (rus)

5. **Yegorov V.V.** Doplerovskiye radary posadki kosmicheskikh apparatov na Lunu i planety Solnechnoy sistemy [Doppler Radars for the

Spacecrafts Landing on Moon and Planets of Solar System]. *Sovremennyye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa* [Current Problems in Remote Sensing of the Earth from Space], 2012, Vol. 9, No. 2, Pp.145–151. (rus)

6. **Kovalev M.A. et al.** *Radiotekhnicheskiye navigatsionnyye sredstva samoletovozhdeniya i posadki* [Radio-technical Navigation Aids and Aircraft Navigation Landing], Part 1. Samara: Samar. gos. aerokosm. un-t Publ., 2011, 76 p. (rus)

7. УПКБ «Деталь». Available: <http://www.upkb.ru> (Accessed: 15.05.2015). (rus)

8. ОАО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Available: <http://ktrv.ru/> (Accessed: 15.05.2015). (rus)

9. **Yurevich Ye.I.** *Osnovy proyektirovaniya tekhniki* [Basics of designing engineering], St. Petersburg: SPbGPU Publ., 2012, 148 p. (rus)

10. **Vasilyev A.N., Tarkhov D.A.** Postroyeniye priblizhennykh neyrosetevykh modeley po raznorodnym dannym [Construction of approximate neural network models according to heterogeneous data]. *Matematicheskoe Modelirovaniye* [Mathematical Models and Computer Simulations], 2007, Vol. 19:12, Pp. 43–51. (rus)

МАЛЫХИНА Галина Федоровна – профессор кафедры информационных измерительных технологий Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, доктор технических наук.

195251, Россия, Санкт-Петербург, ул. Политехническая, д. 29.

E-mail: g_f_malychina@mail.ru

MALYKHINA Galina F. Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University.

195251, Politekhnikeskaya Str. 29, St. Petersburg, Russia.

E-mail: g_f_malychina@mail.ru

КИСЛИЦЫНА Ирина Александровна – аспирант кафедры информационных измерительных технологий Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого.

195251, Россия, Санкт-Петербург, ул. Политехническая, д. 29.

E-mail: irina_kislitsyna@mail.ru

KISLITSINA Irina A. Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University.

195251, Politekhnikeskaya Str. 29, St. Petersburg, Russia.

E-mail: irina_kislitsyna@mail.ru