

Принципы построения радиолокационной станции лунного посадочного модуля и анализ точности измерения высоты и вертикальной скорости

Д. Б. Балтер¹, А. И. Баскаков², В. В. Егоров¹, А. А. Комаров², М. В. Стальная¹

¹ *Институт космических исследований РАН, Москва, 117997, Россия*
E-mail: victor_egorov@mail.ru

² *Национальный исследовательский университет «МЭИ», Москва, 111250, Россия*
E-mail: baskakovai@mpei.ru

Рассматриваются вопросы, относящиеся к проектированию бортовых радиотехнических устройств, предназначенных для обеспечения эффективного управления лунным посадочным модулем на завершающем этапе посадки. Предлагается использование многочастотного когерентного зондирующего сигнала радиолокационной станции, обладающего максимальной среднеквадратической шириной спектра. Измерение высоты и наклонной дальности до лунной поверхности осуществляется фазовым методом, а измерение вертикальной скорости — доплеровским методом. Приводится блок-схема двухчастотного измерителя наклонной дальности (высоты). Сглаживающий фильтр на выходе дискриминатора включает в себя интегратор и РС-цепь. Проанализированы ошибки системы посадки лунного модуля, состоящей из многолучевого доплеровского измерителя вектора скорости и измерителя дальности до поверхности Луны в направлении каждого антенного луча. Приводятся формулы ошибок измерения высоты, наклонной дальности и вертикальной скорости. Указывается, что величины расчётных ошибок практически на всей трассе снижения посадочного модуля удовлетворяют задаваемым требованиям. Ошибки измерения вертикальной скорости на малых высотах превышают требуемые значения, однако они могут быть уменьшены либо за счёт увеличения постоянной времени сглаживающего фильтра, либо путём замены его фильтром Калмана с учётом модели траектории спуска модуля.

Ключевые слова: лунный модуль, когерентный зондирующий сигнал, фазовый метод, доплеровская частота, высота, наклонная дальность, вертикальная скорость, точность, флуктуации, шероховатость, фильтрация, ошибки измерения

Одобрена к печати: 27.06.2025
DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-4-375-383

Введение

Эффективное управление лунным посадочным модулем (ПМ) на этапе его посадки требует наличия высокоточных измерений таких его параметров, как высота, наклонная дальность и вертикальная скорость относительно лунной поверхности. Измерение высоты и скорости космического ПМ обычно производится с помощью радиолокационных высотометров и доплеровских измерителей скорости. Эти приборы используются на автоматических и пилотируемых космических аппаратах, предназначенных для осуществления посадки на Луну и планеты.

В настоящей статье приводятся принципы построения радиолокационной станции (РЛС) и анализируются ошибки системы прецизионной посадки ПМ на поверхность Луны, состоящей из многолучевого доплеровского измерителя вектора скорости и измерителя дальности (высоты) до поверхности в направлении каждого антенного луча.

В работе (Тепляков, 2016) предложена реализация лунного ПМ с бортовой РЛС с длиной волны λ , равной 6,8 мм, использующей зондирующий сигнал из нескольких когерентных гармоник с применением фазового метода измерения задержки эхо-сигнала и метода измерения доплеровского сдвига. Необходимо отметить, что в указанной выше работе приводятся формулы, позволяющие получить лишь оценочные значения погрешностей измерения параметров движения лунного ПМ, что затрудняет и удорожает процесс проектирования РЛС

из-за необходимости удовлетворения требований по точности измерений. Кроме того, целесообразно определить, насколько близка точность измерения параметров движения модуля предлагаемыми в статье методами к потенциальным значениям (Бакут и др., 1964).

Бортовые фазовые измерители дальности (высоты) на когерентных гармониках обладают выраженным преимуществом по сравнению с измерителями, использующими импульсный или частотно-модулированный зондирующий сигнал, поскольку позволяют измерять с высокой точностью сверхмалую дальность (высоту) вплоть до единиц дециметров. Радиовысотометры малых высот обычно используют непрерывный зондирующий сигнал с линейной частотной модуляцией, оценивая высоту (задержку) по частоте биений зондирующего и отражённого сигналов. Этот метод измерения широко применяется в радиолокации для измерения небольших расстояний. Но в радиовысотометрии при его использовании возникают проблемы с измерением сверхмалой высоты в единицы и доли метра из-за появления паразитной амплитудной модуляции, поскольку для повышения точности измерений приходится существенно увеличивать девиацию частоты зондирующего сигнала при выполнении жёстких требований к линейности изменения частоты.

В связи с этим целью статьи является изложение принципов построения РЛС непрерывного излучения с использованием нескольких гармоник зондирующего сигнала, блок-схемы приёма и обработки эхо-сигнала, формул расчёта погрешностей измерения высоты, наклонной дальности и вертикальной скорости, а также результатов расчёта этих погрешностей на основе модели трассы прилунения ПМ.

Структура зондирующего сигнала

В качестве частотного диапазона передающего устройства РЛС посадочного модуля предлагается использовать миллиметровые длины волн. Использование излучения этого диапазона и, в частности, зондирующего сигнала в диапазоне 6,8 мм позволяет осуществлять измерения высоты ПМ и особенно скорости его снижения относительно зондируемой поверхности с высокой точностью. Кроме того, габариты и вес антенн и основных узлов приёмопередатчика, а также электронных блоков РЛС невелики в своём исполнении. Наконец, как показывают расчёты, влияние факела тормозного двигателя посадочного модуля и пылевого облака, возникающего на малых высотах, практически не сказывается на затухании волн указанной длины волны. Поэтому далее предпочтение отдаётся именно такой длине волны.

Для измерения дальности фазовым методом в радиолокации используется либо модулированный сигнал, либо сигнал, состоящий из нескольких (3–6) гармоник (Бакут и др., 1964; Тепляков, 2016). На *рис. 1* показан пример спектра зондирующего сигнала, состоящего из четырёх гармоник с частотами f_1, f_2, f_3 и f_4 .

Измерение дальности в фазовых высотомерах осуществляется за счёт определения разности набегов фаз сигналов двух гармоник при их распространении от передатчика до цели (поверхность) и обратно. При этом разность частот этих гармоник образует так называемую частотную шкалу. Так, в случае сигнала, показанного на *рис. 1*, число таких шкал будет равно шести. Выбор принципа многошкального измерения дальности диктуется предполагаемой работой РЛС в широком диапазоне измеряемой дальности до поверхности Луны — от 0,5 м до практически 5,5 км. При работе на определённой шкале набег разности фаз гармоник может превышать 2π , что соответствует неоднозначности измерений. При этом возникает проблема согласования шкал, которая решается в соответствии со следующим правилом: разброс показаний по грубой шкале не должен выходить за пределы диапазона однозначности по точной шкале (Пестряков, 1968).

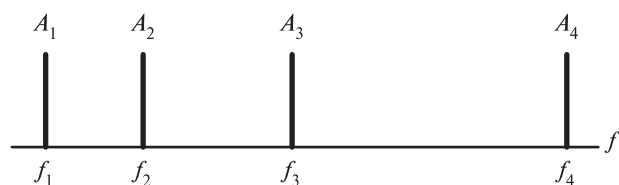


Рис. 1. Спектр зондирующего сигнала, состоящего из четырёх гармоник с амплитудами A_1, A_2, A_3 и A_4

Для устранения возникающей неоднозначности измерения дальности необходимо будет переходить на более грубую частотную шкалу либо формировать разность разностей фаз двух точных шкал (Жуковский и др., 1979). Кроме того, сигналы двух каналов не будут создавать помех друг другу, если разность частот (частотная шкала) по крайней мере в два раза превышает частоту доплеровского сдвига гармоник эхо-сигнала (Тепляков, 2016).

Измерение дальности до цели (поверхности Луны) фазовым методом на произвольной однозначной шкале потенциально обеспечивает максимальную точность оценки дальности (высоты), поскольку в этом случае среднеквадратическая ширина спектра зондирующего сигнала будет максимальной по сравнению с любым модулированным сигналом, ширина спектра которого равна разности частот фазового измерителя (Бакут и др., 1964).

Рассмотрим вопрос о выборе частот зондирующего сигнала многошкальной фазовой системы.

Прежде всего следует начать с выбора частот «точной», но неоднозначной шкалы $\Delta f_{\text{точн}}$, которая позволила бы обеспечить требуемую точность измерения дальности на предельно малых высотах, порядка 0,5 м. Будем считать её нулевой шкалой.

Зададим $\Delta f_{\text{точн}} = \Delta f_0 = 50$ МГц, что соответствует масштабной длине волны 6 м. При известной среднеквадратичной ошибке измерения разности фаз эхо-сигнала $\sigma = 9^\circ$ (погрешность фазометра) среднеквадратичная ошибка по дальности будет равна 0,075 м, а её утроенная величина составит 0,225 м и с требуемым запасом сможет удовлетворять условиям технического задания. Итак, частоты нулевой измерительной шкалы примут значения 44,0 и 44,05 ГГц.

Расчёт величины первой и последующих «грубых» шкал проведём по методике, изложенной в работе (Пестряков, 1968). Согласно ей, величина более грубой шкалы $\Delta f_{\text{гр1}}$ выбирается исходя из соотношения

$$\Delta f_{\text{гр1}} = \frac{\Delta f_0 k \Delta \varphi_{\text{гр1}}}{\pi},$$

где k — коэффициент запаса, $k = 2-3$; $\Delta \varphi_{\text{гр1}}$ — ошибка измерения фазы на первой грубой шкале, $\Delta \varphi_{\text{гр1}} = 9^\circ$, т.е. равна $\pi/20$. Тогда при $k = 2,5$ будем иметь, что $\Delta f_{\text{гр1}} = 6,25$ МГц ($\lambda_{\text{гр1}} = 48$ м), т.е. масштабный коэффициент шкал станет равен 8. Частота гармоники сигнала, соответствующая этой шкале, отсчитываемая относительно 44 ГГц, составит 44,00625 ГГц. Продолжая эти расчёты с учётом масштабного коэффициента 8, получим: $\Delta f_{\text{гр2}} = 0,781$ МГц ($\lambda_{\text{гр2}} = 384$ м), а частота гармоники примет значение 44,000781 ГГц; $\Delta f_{\text{гр3}} = 0,0976$ МГц ($\lambda_{\text{гр3}} = 3072$ м), а частота гармоники — 44,0000976 ГГц. К сожалению, четырёх измерительных шкал для обеспечения однозначности отсчёта дальности будет недостаточно, поскольку $\lambda_{\text{гр3}} = 3072$ м. Формирование следующей масштабной шкалы по используемому принципу приведёт к величине $\Delta f_{\text{гр4}} = 12,2$ кГц, что может создать проблему новой неоднозначности, так как максимальный доплеровский сдвиг частоты эхо-сигнала (при максимально возможной скорости свободного падения 100 м/с) равен 30 кГц. Выходом из этого положения может стать добавление ещё одной гармоники в спектре зондирующего сигнала с частотой, принимающей значение 44,000041 ГГц, а формирование самой грубой масштабной частоты будем производить методом разности разностей фаз на двух шкалах Δf_0 и Δf_1 , где $\Delta f_0 = (44,000041...44,0)$ ГГц и $\Delta f_1 = (44,0000976...44,000041)$ ГГц, т.е. $\Delta f_0 = 41,0$ кГц и $\Delta f_1 = 56,6$ кГц (Жуковский и др., 1979), что соответствует виртуальной разностной частоте 15,6 кГц ($\lambda_{\text{гр4}} = 24\,576$ м). Таким образом, частотный ряд будет выглядеть следующим образом: 44,0; 44,000041; 44,0000976; 44,000781; 44,00625; 44,05 ГГц. Итого шесть гармонических составляющих сигнала.

Аналогичные масштабные шкалы частот можно использовать и при проектировании радиовысотометра с длиной волны 7,14 см и шириной диаграммы направленности антенны (ДНА) 60° , который может использоваться в качестве дублирующего устройства при посадке модуля на сильно неровную поверхность и в случае сильного крена ПМ, особенно на первых этапах посадки.

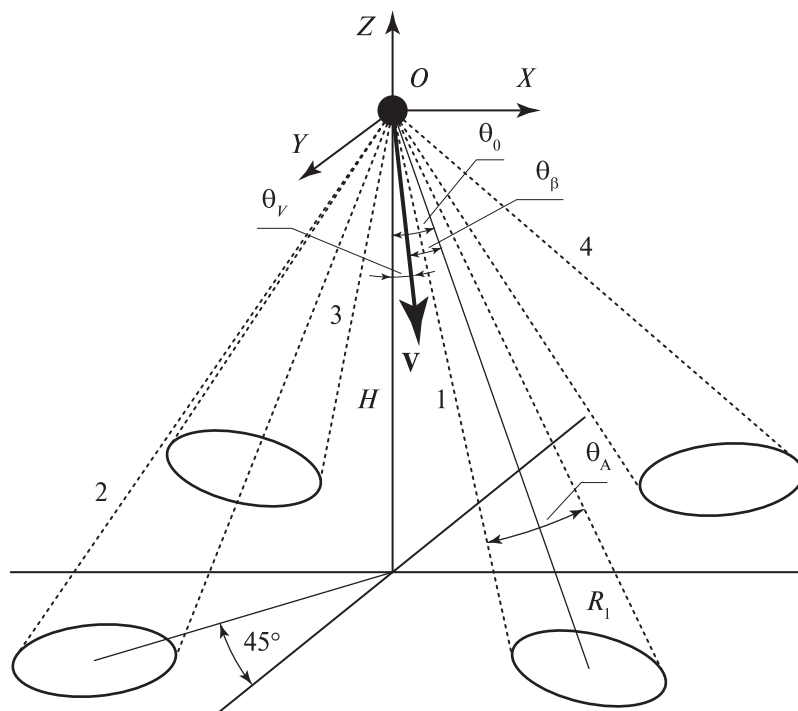


Рис. 2. Диаграмма направленности антенны РЛС посадочного модуля. Здесь $\mathbf{V}$ — вектор скорости, $OXYZ$ — бортовая система координат, R_l — наклонная дальность по лучу 1, H — высота

Излучение зондирующего сигнала и приём эхо-сигнала осуществляется антенной с четырьмя наклонными лучами (рис. 2), отклонёнными на угол $\theta_0 = 20^\circ$ от нормали к зондируемой поверхности; угловая ширина лучей $\theta_A = 2,5^\circ$.

Фазовый измеритель наклонной дальности (высоты)

В данном разделе основное внимание уделяется фазовым измерителям высоты и наклонной дальности РЛС посадочного модуля, поскольку измерение компонент вектора скорости предполагается осуществлять традиционным доплеровским методом. Блок-схема измерителя, на примере работы на одной частотной шкале, приведена на рис. 3.

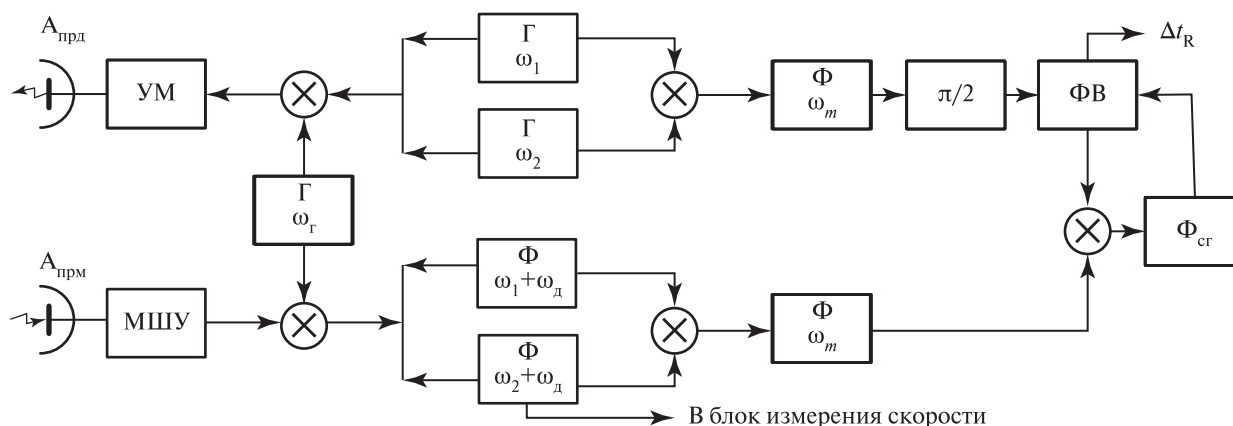


Рис. 3. Блок-схема фазового измерителя наклонной дальности (высоты). $A_{прд}$ — передающая антенна; $A_{прм}$ — приёмная антенна; УМ — усилитель мощности; МШУ — малошумящий усилитель; Γ — генератор (гетеродин); Φ — фильтр; $\pi/2$ — устройство поворота фазы на 90° ; ФВ — управляющий фазовращатель; $\Phi_{сг}$ — сглаживающий фильтр; Δt_R — оценка временной задержки эхо-сигнала. Развязка между передатчиком и приёмником такова, что просачивающимся сигналом можно пренебречь

Гармоники двух масштабных частот $\omega_1 = 2\pi f_1$ и $\omega_2 = 2\pi f_2$ с выходов генераторов (Г) подаются на смеситель, на который поступает сигнал гетеродина частотой ω_r . Далее высокочастотный зондирующий сигнал после усилителя мощности (УМ) излучается передающей антенной ($A_{\text{прд}}$). Эхо-сигнал от лунной поверхности проходит через приёмную антенну ($A_{\text{прм}}$), маломощный усилитель (МШУ) и поступает на смеситель, на выходе которого будут два узкополосных сигнала со средними частотами $\omega_1 + \omega_d$ и $\omega_2 + \omega_d$. Следует отметить, что значения доплеровских частот ω_d этих сигналов будут несколько отличаться друг от друга, незначительное отличие будет и в ширине доплеровских спектров этих сигналов. Оба сигнала проходят через соответствующие фильтры и поступают на смеситель, на выходе которого формируется сигнал, близкий по частоте к разностной масштабной частоте ω_m .

Аналогичным преобразованиям подвергаются и исходные гармонические сигналы с частотами ω_1 и ω_2 (см. рис. 3), которые на выходе смесителя и фильтра (Ф) формируют опорный сигнал с частотой ω_m . Затем фаза этого сигнала поворачивается на $\pi/2$ и её значение передаётся на фазовращатель (ФВ). Сигнал с последнего подаётся на смеситель, на который также поступает напряжение с выхода фильтра канала эхо-сигнала. С выхода смесителя напряжение проходит через сглаживающий фильтр $\Phi_{\text{сг}}$ и подаётся на фазовращатель для окончательной коррекции его выходного значения временной задержки $\Delta t_R = 2R/c$, где $R = H \sec \theta_0$, H — высота, c — скорость света.

При работе измерителя одновременно на двух частотных шкалах Δf_1 и Δf_2 с целью формирования разностной шкалы второго порядка, например $f_m = \omega_m/2\pi = \Delta f_1 - \Delta f_2 = 15,6$ кГц, значения фазовых задержек просто вычитаются ($\Delta \varphi_R = \varphi_{R1} - \varphi_{R2}$) с последующим вычислением оценки временной задержки $\Delta t_R = (\Delta \varphi_R/2\pi)f_m = 2R/c$.

Методические ошибки измерения высоты, наклонной дальности и вертикальной скорости

Под методическими ошибками в данном случае подразумеваются следующие погрешности измерений: флуктуационные, смещения и динамические. Ошибки измерений, вызванные шумами приёмника, при мощности передатчика порядка 75–100 мВт оказываются пренебрежимо малыми и поэтому далее не рассматриваются. Что же касается вопроса квантования фазы при цифровой обработке, то при мерной частоте более 200 МГц её значением также можно пренебречь по сравнению с указанными выше погрешностями (Тепляков, 2016).

Флуктуационные ошибки

Эти ошибки связаны с блужданием мгновенного центра рассеяния эхо-сигнала в пределах эффективного пятна облучения поверхности, размер которого определяется угловой шириной ДНА и шириной диаграммы обратного рассеяния (ДОР) лунной поверхности. Скорость блуждания мгновенного центра рассеяния зависит от скорости перемещения аппарата относительно зондируемой поверхности, что в конечном счёте проявляется в ширине доплеровского спектра Δf_d эхо-сигнала. При этом флуктуационные ошибки по дальности (высоте) и скорости по-разному зависят от ширины доплеровского спектра в силу их разной природы. Если ошибки измерения дальности уменьшаются обратно пропорционально корню квадратному из величины Δf_d , то ошибки оценки скорости, наоборот, увеличиваются пропорционально этой величине. В случае оценки дальности R с ростом Δf_d растёт число независимых отсчётов R , в то же время увеличение Δf_d означает рост флуктуаций измеряемой доплеровской частоты, т. е. рост ошибки измерения скорости.

Ошибки смещения

Эти погрешности измерений наклонной дальности и высоты связаны с влиянием ДОР лунной поверхности, приводящим к изменению углового положения функции произведения

ДОР и ДНА, ось которой для случая наклонного зондирования (см. рис. 2) смещается в сторону надира. Кроме того, изменяется и угловая ширина этой функции, что приводит к дополнительной неопределённости значений указанных выше параметров. Поскольку угловая ширина ДНА РЛС сравнительно мала ($2,5^\circ$), а ширина ДОР лунной поверхности на миллиметровых длинах волн описывается ламбертовским законом рассеяния, величина ошибок смещения, как показывают расчёты, оказывается меньше флуктуационных ошибок.

Динамические ошибки

Динамическая погрешность измерений наклонной дальности, высоты и вертикальной скорости возникает при изменении указанных параметров во времени и обусловлена инерционными свойствами измерителей. При этом измерители могут рассматриваться в виде эквивалентного линейного звена по измеряемому параметру (Жуковский и др., 1979).

В работе (Тепляков, 2016) приведены модельные графики временных изменений высоты и вертикальной скорости лунного посадочного модуля на конечном участке его траектории, которые использовались нами при расчётах указанных выше ошибок.

Формулы расчёта методических ошибок

В табл. 1 приведены формулы для расчёта ошибок смещения среднеквадратического отклонения σ_V , σ_R , σ_H , σ_D , соответственно по скорости, дальности, высоте и запаздыванию, флуктуационных и динамических погрешностей, полученные в работе (Жуковский и др., 1979).

В табл. 1 введены следующие обозначения: $\lambda = 6,8$ мм; $\theta_\gamma \approx \theta_A$ — угловая ширина функции произведения ДНА и ДОР; $T_\gamma = 0,1$ с — постоянная времени сглаживающего фильтра фазометра; μ_w — математическое ожидание скачка ускорения; σ_w — среднеквадратичная ошибка флуктуаций ускорения; $\mu \ll 1$ — относительный размер цели, который представляет собой отношение разности хода лучей в пределах пятна ДНА к разрешающей способности измерителя по дальности, равной $\lambda_m/2$, где λ_m — длина волны масштабной частоты.

При проведении расчётов полагалось, что сглаживающий фильтр состоит из интегратора и РС-цепи.

Таблица 1. Формулы, используемые для расчёта методических ошибок

Измеритель	Методические ошибки		
	Смещения	Флуктуационные	Динамические
Доплеровский измеритель скорости	$-3,4 \cdot 10^{-5} V$	$\sigma_V = \frac{\lambda}{2} \sqrt{\frac{2\Delta f_c}{T_\gamma}}$	$\sigma_D = \mu_w T_\gamma^2$
Дальномер	$\Delta R \approx R \left[\frac{\theta_\gamma^2}{2\pi} - \frac{\theta_A^2}{2} \left(1 - \frac{1}{1 + \arctg(8\mu)} \right) \right]$	$\sigma_R \approx 0,8 R \frac{\theta_\gamma^2}{2\pi \sqrt{\Delta f_c T_\gamma}}$	$\sigma_D = \sigma_w T_\gamma^2$
Радиовысотомер	$\Delta H \approx H \left[\frac{\theta_\gamma^2}{2\pi} - \frac{\theta_A^2}{2} \left(1 - \frac{1}{1 + \arctg(8\mu)} \right) \right]$	$\sigma_H \approx 0,8 H \frac{\theta_\gamma^2}{2\pi \sqrt{\Delta f_c T_\gamma}}$	$\sigma_D = \sigma_w T_\gamma^2$

Результаты расчёта методических ошибок

В табл. 2 приведены результаты расчёта методических ошибок. Согласно работе (Тепляков, 2016), требуемые значения точности измерений должны иметь следующие величины:

- по дальности (высоте): $3\sigma_{R(H)} = 0,5 + 0,02R(H)$, м;
- по вертикальной скорости: $3\sigma_V < 1\% V_B$, м/с.

Таблица 2. Расчётные значения ошибок

Параметр	Расчётные значения						
Время, с	0	40	100	160	220	295	300
Вертикальная скорость, м/с	0	50	10	9,5	9,0	3	1
Высота, м	5000	3600	1900	1200	600	20	1
Дальность, м	5320	3830	2021	1276	639	21	1,06
Полоса доплеровских частот, Гц	0	154,50	30,90	29,35	27,81	9,27	3,09
σ_V , м/с	0,001	0,188	0,084	0,082	0,080	0,046	0,026
σ_H , м	10,4100	0,1720	0,2030	0,1310	0,0670	0,0036	0,0022
σ_R , м	11,0800	0,1830	0,2160	0,1380	0,0710	0,0039	0,0024

Время, указанное в табл. 2, отсчитывается с момента начала свободного падения посадочного модуля.

Анализ величин погрешностей, приведённых в табл. 2, показывает, что все значения ошибок по дальности и высоте удовлетворяют указанным выше требованиям. Однако, начиная с момента времени $t = 100$ с при высоте 1900 м и ниже, погрешности измерения вертикальной скорости превышают заданные значения в 1 % V_B примерно в три раза. Для удовлетворения требованиям по точности измерения V_B необходимо либо применить систему фазовой автоподстройки частоты, либо увеличить постоянную времени сглаживающего фильтра T_Σ до 1 с, что вполне допустимо, поскольку вертикальная скорость на участке спуска ниже высоты 1900 м меняется очень медленно, либо заменить рассматриваемый фильтр на фильтр Калмана. В этом случае, как показывают расчёты, величины погрешности измерения вертикальной скорости совпадают с потенциальными (Бакут и др., 1964) и оказываются меньше 1 % V_B . Точности фазовых измерителей высоты и наклонной дальности, также использующих в качестве сглаживающих устройств фильтр Калмана, практически совпадают с потенциальными, поскольку их блок-схемы были получены в результате синтеза (Бакут и др., 1964).

Проведённое в работе (Жуковский и др., 1979) сравнение флуктуационных ошибок фазовых измерителей высоты и наклонной дальности с погрешностями измерителя с частотной модуляцией, использующего широкополосный частотный дискриминатор, показывает, что ошибки фазового измерителя на 10 % меньше ошибок измерителя с широкополосным частотным дискриминатором. Измерители же с импульсным зондирующим сигналом играют фазовым измерителям примерно в два раза.

Заключение

Измерители дальности (высоты) до протяжённой шероховатой поверхности и, в частности, до поверхности Луны, использующие в качестве зондирующего сигнала несколько когерентных гармоник, представляются весьма перспективным инструментом в решении задач мягкой посадки космических аппаратов различного класса и назначения. Это объясняется возможностью измерения с их помощью сверхмалых высот, а также тем, что такой вид зондирующего сигнала способен обеспечивать получение максимальной точности измеряемого параметра (дальности, высоты) по сравнению с сигналами с частотной, импульсной и другими видами модуляции, обладающими шириной спектра, одинаковой с масштабной частотой фазового измерителя. Измерение компонент вектора скорости аппарата и, в частности, вертикальной составляющей скорости такими измерителями осуществляется обычным доплеровским методом (Бакут и др., 1964).

Расчёты методических ошибок фазовых измерителей применительно к задачам посадки лунного модуля с учётом модели временной динамики измеряемых параметров показывают, что они практически всегда удовлетворяют предъявляемым требованиям по точности. Для

полного удовлетворения этим требованиям, касающимся измерения вертикальной скорости, предлагается использование дополнительных мер, например фазовой автоподстройки частоты или оптимизации сглаживания флуктуаций на выходе дискриминатора, в том числе с применением фильтра Калмана.

Следует отметить, что точности фазового измерителя высоты и наклонной дальности, а также доплеровского измерителя вертикальной скорости посадочного модуля практически совпадают с потенциальными.

Работы по созданию описанных фазовых измерителей в настоящее время находятся в стадии эскизного проектирования. В качестве их прототипа можно указать измеритель, описанный в работе (Фитенко и др., 2008).

Литература

1. Бакут П. А., Большаков И. А., Герасимов Б. М., Курикса А. А., Репин В. Г., Тартаковский Г. П., Широков В. В. Вопросы статистической теории радиолокации: в 2 т. / под ред. Г. П. Тартаковского. Т. 2. М.: Советское радио, 1964. 1079 с.
2. Жуковский А. П., Оноприенко Е. И., Чижов В. И. Теоретические основы радиовысотометрии / под ред. А. П. Жуковского. М.: Советское радио, 1979. 320 с.
3. Пестряков В. Б. Фазовые радиотехнические системы. М.: Советское радио, 1968. 468 с.
4. Тепляков И. М. Радиолокационная станция для управления посадкой космического аппарата на поверхность Луны. М.: ИП «РадиоСофт», 2016. 200 с.
5. Фитенко В. В., Грановский В. А., Варгафтик В. Н. Посадочный радиолокатор для космического аппарата «Фобос-Грунт» // Научные технологии. 2008. № 6. С. 14–19.

Principles of construction of the radar station of the lunar landing module and analysis of the accuracy of measuring the altitude and vertical velocity

D. B. Balter¹, A. I. Baskakov², V. V. Egorov¹, A. A. Komarov², M. V. Stalnaya¹

¹ Space Research Institute RAS, Moscow 117997, Russia
E-mail: victor_egorov@mail.ru

² National Research University "Moscow Power Engineering Institute"
Moscow 111250, Russia
E-mail: baskakovai@mpei.ru

The paper examines issues related to the design of onboard radio-technical devices intended to ensure effective control of the lunar landing module at the final stage of landing. It is proposed to use a multi-frequency coherent probing signal of a radar station with the maximum mean square width of the spectrum. The measurement of the altitude and slant range to the lunar surface is carried out using the phase method, and the measurement of the vertical velocity is carried out using the Doppler method. A block diagram of a dual-frequency slant range (height) meter is provided. The smoothing filter at the discriminator output includes an integrator and an RC circuit. Errors of the lunar module landing system, consisting of a multi-beam Doppler velocity vector meter and a range meter to the lunar surface in the direction of each antenna beam, are analyzed. Formulas for errors in measuring altitude, slant range and vertical speed are given. It is indicated that the values of the calculated errors practically along the entire descent path of the landing module satisfy the specified requirements. The errors in measuring the vertical velocity at low altitudes exceed the required values, but they can be reduced by either increasing the time constant of the smoothing filter or by replacing it with a Kalman filter taking into account the model of the module's descent trajectory.

Keywords: lunar module, coherent probing signal, phase method, Doppler frequency, altitude, slant range, vertical velocity, accuracy, fluctuations, roughness, filtering, measurement errors

Accepted: 27.06.2025

DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-4-375-383

References

1. Bakut P. A., Bolshakov I. A., Gerasimov B. M., Kuriksha A. A., Repin V. G., Tartakovskii G. P., Shirokov V. V., *Voprosy statisticheskoi teorii radiolokatsii: v 2 t.*, (Problems of statistical theory of radar: in 2 v.), G. P. Tartakovskii (ed.), V. 2, Moscow: Sovetskoe radio, 1964, 1079 p. (in Russian).
2. Zhukovsky A. P., Onoprienko E. I., Chizhov V. I., *Teoreticheskie osnovy radiovysotometrii* (Theoretical foundations of radio altimetry), Moscow: Sovetskoe radio, 1979, 320 p. (in Russian).
3. Pestryakov V. B., *Fazovye radiotekhnicheskie sistemy* (Phase radio engineering systems), Moscow: Sovetskoe radio, 1968, 468 p. (in Russian).
4. Teplyakov I. M., *Radiolokatsionnaya stantsiya dlya upravleniya posadkoi kosmicheskogo apparata na poverkhnost' Luny* (Radar station for controlling the landing of a spacecraft on the surface of the Moon), Moscow: IP "RadioSoft", 2016, 200 p. (in Russian).
5. Fitenko V. V., Granovsky V. A., Vargaftik V. N., Landing radar for the Phobos-Grunt spacecraft, *Science Intensive Technologies*, 2008, No. 6, pp. 14–19 (in Russian).