

## О ЛАЗЕРНОЙ ЛОКАЦИИ ЛУНОХОДОВ

© 2023 г. В. Г. Насенник\* (ORCID: 0000-0002-7654-6953)

\*vitaly.nasennik@gmail.com

Поступила в редакцию 10.10.2022 г.

После доработки 10.11.2022 г.

Принята к публикации 15.11.2022 г.

В опубликованных ранее статьях о лазерной локации с использованием светоотражателей, установленных на советских луноходах, не учитывалась фактическая ориентация луноходов на местности. Учет фактической ориентации луноходов позволяет определить углы падения, что позволяет объяснить разницу в экспериментальных результатах лазерной локации луноходов.

DOI: 10.31857/S0023420623700085, EDN: BVXOVL

### ВВЕДЕНИЕ

Советскими автоматическими межпланетными станциями *Луна-17* в 1970 г. и *Луна-21* в 1973 г. были доставлены на Луну самоходные аппараты “Луноход-1” и “Луноход-2”.

На передней части корпуса луноходов были закреплены одинаковые панели светоотражателей, состоявшие из 14 кварцевых трипель-призм (угловых отражателей, УО) с серебряной металлизацией.

Подробности экспериментов по лазерной локации из Крымской астрофизической обсерватории (КрАО) описаны в [1–4].

Эксперименты по лазерной локации с использованием отражения от УО “Лунохода-1” долгое время не проводились, даже ошибочно предполагалось, что его УО вышел из строя [5], пока в 2010 г. точное положение “Лунохода-1” не было найдено на снимках, сделанных спутником *LRO*, а при помощи лазерного альтиметра *LOLA*, установленного на *LRO*, был уточнен радиус Луны в месте стоянки “Лунохода-1”, после чего из *Apache Point Observatory* (АРО) была успешно проведена лазерная локация с использованием отражения от УО “Лунохода-1” [6]. Коллектив авторов отметил разницу в экспериментальных результатах локации для “Лунохода-1” и “Лунохода-2”, отклик от УО “Лунохода-1” оказался в 4–5 раз больше, чем от УО “Лунохода-2”, и указал, что эта разница еще не объяснена.

Объяснить эту разницу легко, если учесть ориентацию луноходов на местности.

Ранее в литературе о лазерной локации луноходов ошибочно предполагалось, будто бы луноходы ориентированы на Землю [7].

“Луноход-1” находится в точке с координатами  $38.31514^\circ$  северной широты и  $35.0082^\circ$  запад-

ной долготы [8]. Легко подсчитать, что для этой точки оптимальная ориентация “Лунохода-1” для лазерной локации должна быть по азимуту  $131.495^\circ$ .

“Луноход-2” находится в точке с координатами  $25.83308^\circ$  северной широты и  $30.92238^\circ$  восточной долготы<sup>1</sup> [8]. Соответственно, для этой точки оптимальная ориентация “Лунохода-2” для лазерной локации должна быть по азимуту  $233.934^\circ$ .

В действительности это не так. По сообщению водителя луноходов В.Г. Довганя оба лунохода ориентированы на восток ([https://web.archive.org/web/20120315054344/http://rus.ruvr.ru/radio\\_broadcast/6518329/9109906.html](https://web.archive.org/web/20120315054344/http://rus.ruvr.ru/radio_broadcast/6518329/9109906.html)).

Для первого лунохода такая ориентация устанавливалась в конце каждого лунного дня, чтобы сразу после восхода Солнца приступить к зарядке аккумуляторных батарей после долгой лунной ночи без маневрирования.

Второй луноход оказался в такой ориентации после фатального происшествия, случившегося 20.IV.1973, подробно описанного В.Г. Довганем в работе [9]. С 21.IV.1973 по 7.V.1973 длилась лунная ночь<sup>2</sup>. Экипажи луноходов приступили к работе с ними 9.V.1973. Последний сеанс связи с “Лунохо-

<sup>1</sup> М. Робинсон с коллегами в [8] указывают координаты “Лунохода-2”  $25.83308^\circ$  с.ш. и  $30.92238^\circ$  в.д., причем, сообщают, что среднеквадратичная погрешность вычисления этих координат по 4 снимкам составила 24 метра, а Т. Мерфи с коллегами в [6] указывают координаты “Лунохода-2”  $25.8509889^\circ$  с.ш. и  $30.9087373^\circ$  в.д. – на  $\approx 0.5$  км севернее и на  $\approx 0.4$  км западнее координат Робинсона. Робинсон с коллегами со ссылкой на этот же источник указывают координаты “Лунохода-2”  $25.83231^\circ$  и  $30.92215^\circ$ .

<sup>2</sup> Без учета рельефа местности восход Солнца произошел бы 7.V.1973, но поскольку “Луноход-2” находился в кратере Бухта Круглая, то Солнце поднялось над стенками кратера Бухта Круглая только 8.V.1973.

дом-2”, был 10.V.1973 и длился всего 45 мин. По данным телеметрии была зарегистрирована температура в приборном отсеке  $47^{\circ}\text{C}$ , а аппаратура луноходов была рассчитана только на работу в нормальных условиях при температуре от 20 до  $40^{\circ}\text{C}$ . Стало ясно, что луноход перегревается. На следующий день, 11.V.1973, связи с “Луноходом-2” уже не было. “Луноход-2” так и остался стоять с открытой крышкой, ориентированный на восток. В.Г. Довгань пишет: “Экипаж решил найти горизонтальную площадку и выставить луноход в направлении на восток, понимая, что его активная деятельность заканчивается, но надо оставить возможность для работы с уголкового отражателем” [9].

Однако командир второго расчета И.Л. Фёдоров в частной переписке по-военному четко сообщил: “Задача ориентации луноходов на Землю для лазерной локации не ставилась, соответственно, не выполнялась”.

Благодаря открытой крышке ориентацию “Лунохода-2” хорошо видно на изображении, полученном *LRO* (<http://lroc.sese.asu.edu/posts/699>). Судя по этому снимку, луноход ориентирован по азимуту  $\approx 100^{\circ}$ . При помощи астросимулятора Stellarium<sup>3</sup> установлено, что 10.V.1973 Солнце относительно “Лунохода-2” находилось по азимуту  $100^{\circ}-108^{\circ}$ .

У “Лунохода-1” крышка закрыта, поэтому ориентацию “Лунохода-1” на снимке *LRO* установить невозможно (<http://lroc.sese.asu.edu/posts/402>), следовательно, тут приходится полагаться только на свидетельство водителя луноходов В.Г. Довганя ([https://web.archive.org/web/20120315054344/http://rus.ruvr.ru/radio\\_broadcast/6518329/9109906.html](https://web.archive.org/web/20120315054344/http://rus.ruvr.ru/radio_broadcast/6518329/9109906.html)).

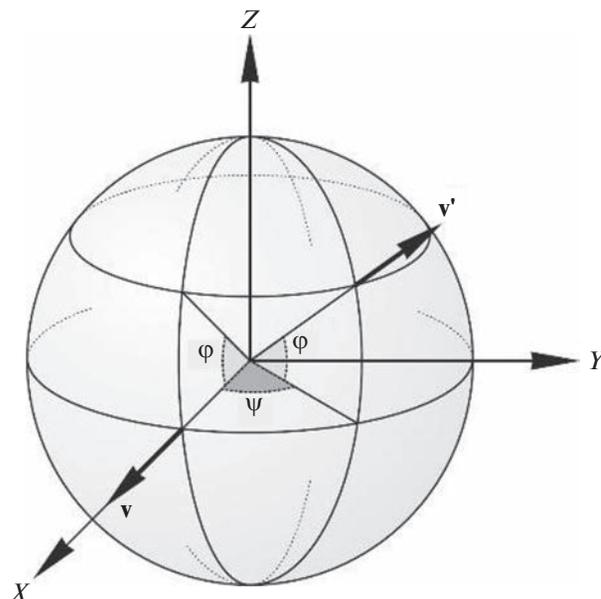
В результате получилось, что оба лунохода сейчас не ориентированы на Землю.

### РАСЧЕТ УГЛА ПАДЕНИЯ

Для Луны применяется следующая координатная система. Ось  $X$  направлена из центра масс Луны на Землю, ось  $Z$  направлена из центра масс Луны через северный полюс, ось  $Y$  ортогональна осям  $X$  и  $Z$ , образуя правую систему, как это изображено на рис. 1.

Лоцирующий лазерный луч распространяется приблизительно вдоль оси  $X$  с отклонением не более  $1.5^{\circ}$  в зависимости от мгновенного взаимного расположения обсерватории на Земле и отражателя на Луне.

Если бы луноходы размещались вблизи точки с координатами  $(0^{\circ}, 0^{\circ})$ , то уголкового отражателя надо было бы разместить на корпусе луноходов, направив их в зенит (вектор  $\mathbf{v}$  на рис. 1), тогда их можно было бы использовать для лазерной лока-



**Рис. 1.** Лунная система координат.  $\mathbf{v}$  – вектор направления на зенит при размещении в точке  $(0^{\circ}, 0^{\circ})$ ;  $\mathbf{v}'$  – вектор нормали УО, ориентированный в зенит, при размещении на Луне в точке  $(\varphi, \psi)$ ;  $\varphi$  – широта;  $\psi$  – долгота.

ции при любой ориентации луноходов на местности. Но такой способ пригоден только недалеко от точки с координатами  $(0^{\circ}, 0^{\circ})$ , поскольку с ростом угла падения (отклонения вектора лазерного луча от нормали к поверхности УО) существенно падает величина ответного сигнала (см. рис. 23 на с. 154 в [10], более детально в [11]) – при угле падения  $10^{\circ}$  отклик снижается вдвое, при угле  $30^{\circ}$  – на порядок. Существует предельный угол  $\theta_{co}$ , при угле падения больше которого получить отражение от УО совсем невозможно. Он зависит от оптической проницаемости материала  $n$ , из которого сделаны элементы уголкового отражателя.

$$\theta_{co} = \arcsin(n \sin(\arctg(\sqrt{0.5}))).$$

Для пустотелого куба  $n = 1$  предельный угол  $\theta_{co} \approx 35^{\circ}$ . Для плавленого кварца, из которого изготовлены призмы УО луноходов,  $n = 1.455$  и  $\theta_{co} \approx 57^{\circ}$ .

Если бы УО устанавливались на луноходах с ориентацией в зенит, то для “Лунохода-1” угол падения  $\theta_{inc}$  оказался бы  $\approx 50^{\circ}$ , а для “Лунохода-2”  $\approx 39.5^{\circ}$ . Это слишком большие величины, следовательно, так крепить УО на луноходах нельзя. Поэтому предприятием-изготовителем (НПО им. С.А. Лавочкина) уголкового отражатели были жестко закреплены на луноходах с наклоном вперед на соответствующий угол с предположением, что для лазерной локации луноходы будут ориен-

<sup>3</sup> <https://stellarium.org/>.

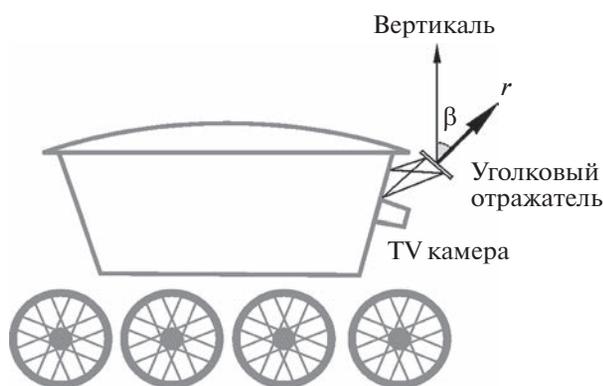


Рис. 2. Схема размещения угловых отражателей на луноходах.

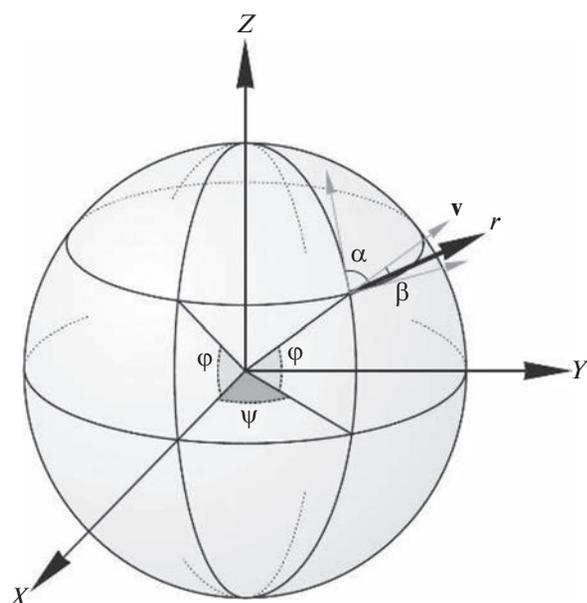


Рис. 3. Ориентация вектора нормали УО "Лунохода-2".  $\psi$  — долгота;  $\phi$  — широта;  $\alpha$  — азимут;  $\beta$  — наклон УО.

тированы на Землю. Автор не смог ознакомиться со сборочными чертежами луноходов, но все источники, которые удалось изучить автору, сообщили, что УО на луноходах были установлены именно так, как и на музейных макетах — с наклоном прямо вперед, не вбок и не назад, так, как изображено на рис. 2.

Учитывая, что оба лунохода стоят на достаточно ровных горизонтальных площадках (<http://lroc.sese.asu.edu/posts/699>; <http://lroc.sese.asu.edu/posts/402>), для вычисления угла падения достаточно вычислить ориентацию вектора нормали УО и взять арккосинус проекции этого вектора на ось X.

В матричной записи при представлении векторов в декартовой системе координат ориентация

вектора нормали к УО  $\mathbf{r}$  вычисляется при помощи четырех поворотов

$$\begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{pmatrix} = R_Z(-\psi)R_Y(\phi)R_X(\alpha)R_Y(\beta) \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Матрицы поворотов<sup>4</sup>:

$$R_X(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix},$$

$$R_Y(\phi) = \begin{pmatrix} \cos\phi & 0 & -\sin\phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\phi & 0 & \cos\phi \end{pmatrix},$$

$$R_Z(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Результирующий угол падения

$$\theta_{inc} \approx \arccos(r_x). \quad (2)$$

Вычисления угла падения согласно (1) и (2) дают — для "Лунохода-1"  $\theta_{inc} = 31.5^\circ$  (для азимута  $90^\circ$ ) — для "Лунохода-2"  $\theta_{inc} = 71.5^\circ$  (для азимута  $100^\circ$ ).

На рис. 3 приблизительно изображена ориентация вектора нормали "Лунохода-2" с учетом места расположения лунохода на Луне и ориентации лунохода на местности.

Принимая во внимание зависимость величины отраженного сигнала от угла падения, показанную на рис. 4, легко заметить, что для "Лунохода-1" отраженный сигнал ослаблен на порядок по сравнению с оптимальной ориентацией, а УО "Лунохода-2" вообще невозможно использовать для лазерной локации — и даже либрация не спасает.

## РАСЧЕТ ВЕЛИЧИНЫ ОТКЛИКА

В работе [2] дана следующая расчетная формула величины отклика:

$$v = \frac{16ES_{RR}S_T\lambda}{\pi^2hcR^4\theta^2\phi^2} \gamma K_t K_r Q K_{RR} K_a^2, \quad (3)$$

где  $v$  — отраженный сигнал (число зарегистрированных фотоэлектронов);  $E$  — энергия импульса лазера в джоулях;  $S_{RR}$  — площадь отражателя;  $S_T$  — площадь телескопа;  $\lambda$  — длина волны передатчика;  $h$  — постоянная Планка;  $c$  — скорость света;

<sup>4</sup> Соответствуют библиотеке IAU SOFA (Standards of Fundamental Astronomy), <https://www.iausofa.org/>.

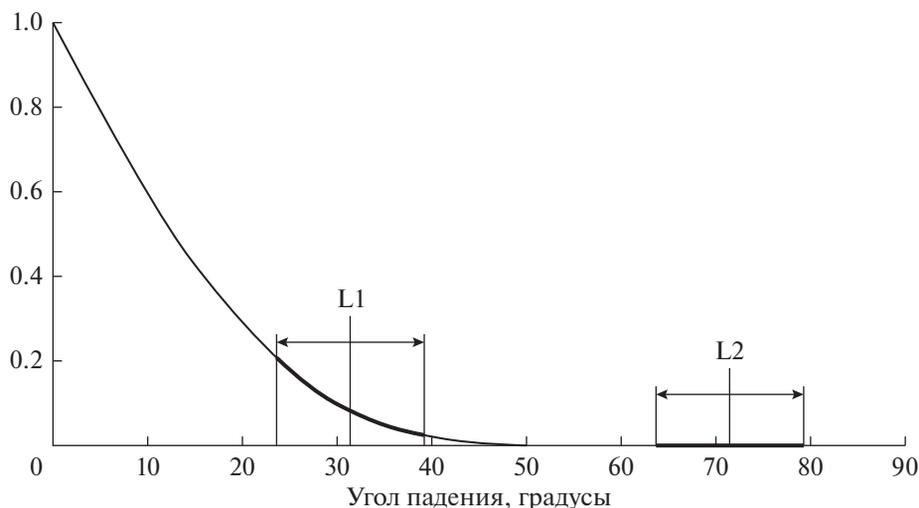


Рис. 4. Нормализованная функция отклика кварцевых УО  $\eta_2(\theta_{inc})$  в зависимости от угла падения  $\theta_{inc}$ . Жирным выделены диапазоны значений для луноходов с учетом либрации.

$R$  – расстояние до Луны;  $\theta$  – расходимость лазерного пучка после атмосферы;  $\varphi$  – ширина диаграммы отражателя;  $\gamma$  – коэффициент ослабления сигнала за счет скоростной абберрации;  $K_t$  и  $K_r$  – коэффициенты потерь в передающей и приемной установках соответственно;  $Q$  – квантовый выход ФЭУ;  $K_{RR}$  – коэффициент отражения отражателя;  $K_a$  – прозрачность атмосферы на используемой длине волны.

При расчете принято:  $E = 4$  Дж;  $S_{RR} = 640$  см<sup>2</sup>;  $S_T = 5.3$  м<sup>2</sup>;  $\lambda = 694.3$  нм;  $R = 380000$  км;  $\theta \approx 10''$ ;  $\varphi = 6''$ ;  $\gamma \approx 0.6$ ;  $K_t \approx 0.6$ ;  $K_r \approx 0.25$ ;  $Q \approx 0.09$ ;  $K_{RR} \approx 0.9$ ;  $K_a \approx 0.7$ . Тогда  $v \approx 0.5$ .

К этой формуле есть следующие замечания:

– Здесь не учтена ориентация уголкового отражателя, т.е. предполагается, что лазерный луч будет падать по нормали к поверхности УО.

– При расчетах неверно указывается рабочая площадь отражателя  $S_{RR} = 640$  см<sup>2</sup>. На самом деле, 640 см<sup>2</sup> – это геометрическая площадь УО, установленных на луноходах, но для элементов с треугольным входным окном, из которых набрана панель УО, эффективная рабочая площадь составляет только 2/3 от геометрической [11].

– Используемая величина  $R$  означает не расстояние между Землей и Луной, а расстояние между УО и телескопом лазеролокационной обсерватории. Из-за эллиптичности лунной орбиты это расстояние может изменяться с учетом места расположения обсерватории на Земле и УО на Луне приблизительно от 350 до 400 тысяч км.

– Непонятно, как была определена такая величина коэффициента  $\gamma$  ослабления сигнала за счет скоростной абберрации.

В задаче лазерной локации Луны необходимость учета скорости движения Луны возникает в

двух случаях. Первый раз – при посылке лазерного луча к УО на Луне. Дело в том, что когда гид удерживает телескоп в направлении на видимое место локации, то система “телескоп–Луна” не является инерциальной, а вращается с угловой скоростью  $\approx 0.55''$  за секунду. Из-за этого видимое положение Луны отстает от фактического на  $\approx 0.7''$ . Если направлять лазерный луч в направлении видимого положения Луны, то за время распространения света до Луны  $\approx 1.27$  с уголкового отражателя сместится вместе с Луной еще на  $\approx 0.7''$ , т.е. суммарно примерно на  $\approx 1.4''$  от центра лазерного луча (линейное смещение  $\approx 2.6$  км), поэтому направлять лазерный луч теоретически следовало бы с упреждением на  $\approx 1.4''$ . Но если стрелять достаточно широким лучом, например, таким, какой использовался в КрАО ( $\theta \approx 10''$ ), то это не требуется. Второй раз – из-за того, что Луна движется относительно Земли, то отраженный от УО сигнал отражается не строго в обратном направлении, а смещается по ходу орбитального движения Луны на величину  $\Delta\theta = 2\sin(\theta)V/c$  [13]. Это приводит к тому, что максимум интенсивности в центре пятна отраженного пучка сместится от лазеролокационной обсерватории в восточном направлении приблизительно на  $\approx 1.6$  км<sup>5</sup> [14], но, учитывая, что расходимость отраженного от УО сигнала  $\varphi = 6''$  (для длины волны  $\lambda = 694.3$  нм), что означает радиус отраженного луча, достигше-

<sup>5</sup> Значение зависит от скорости Луны относительно обсерватории, которая обуславливается географической широтой обсерватории и высотой Луны над горизонтом. При кульминации Луны для Ликской обсерватории  $\approx 1.67$  км, для КрАО  $\approx 1.77$  км. Из-за этого явления не стоит делать слишком большую апертуру элементов УО, размещаемых на Луне, поскольку иначе придется строить приемный телескоп на  $\approx 1.7$  км восточнее передающего.

го Земли,  $\approx 11.1$  км, то ослабление сигнала из-за этого сноса пренебрежимо мало.

Величина коэффициента пропускания атмосферы  $K_a$  также не является константой, а зависит от длины волны, места расположения обсерватории и угла возвышения [15].

При проведении экспериментов по лазерной локации в КрАО прозрачность атмосферы на используемой длине волны контролировалась по звездам, имеющим известную и постоянную светимость [3, 4].

Для АРО в [16] приводится следующая формула:

$$v = 5.4 \frac{E \xi^2 K_r Q m}{\theta^2 \phi^2 R^4}, \quad (4)$$

где  $E = 115$  мДж – энергия импульса;  $\xi = 0.4$  – оптическая эффективность в одну сторону;  $K_r = 0.25$  – коэффициент пропускания приемника (в основном определяется узкополосным фильтром);  $Q = 0.3$  – квантовая эффективность фотоприемника;  $\theta = 1''$  – расходимость лоцирующего луча, определяемая преимущественно атмосферой;  $\phi = 10''$  (для уголкового отражателя апертурой 3.8 см и длины волны 532 нм);  $m$  – число элементов в уголкового отражателе.

$$\phi = \frac{2.44\lambda}{D_{RR}}, \quad (5)$$

где  $\lambda$  – длина волны лазерного излучения;  $D_{RR}$  – апертура одного элемента уголкового отражателя.

В формуле (4) не учитываются ни скоростная абберация, ни угол падения.

Исходящий лазерный пучок ослабляется в тракте передающей системы, затем, имея начальное расширение, дополнительно расширяется за счет дифракции на выходе телескопа и за счет турбулентности в атмосфере (“seeing”) и, достигнув Луны, освещает на ней пятно на гипотетической плоскости, перпендикулярной к лучу. Доля фотонов, попавших в УО, определяется соотношением общей площади УО к площади освещаемого пятна. Для простоты предполагается равномерная освещенность пятна. Часть фотонов, попавших в УО, отражается – эта часть определяется коэффициентом отражения УО (0.9 для кварцевых призм с серебряной металлизацией, использованных при создании УО луноходов) и углом падения. Расходимость отраженного пучка определяется только дифракцией, поэтому зависит от отношения длины волны лазера к апертуре одного элемента УО и угла падения – отклонение лоцирующего луча от нормали приводит к соответствующему уширению отраженного пучка [11]. Отраженный луч, вернувшись к Земле, еще раз ослабляется, проходя через атмосферу. Доля фо-

тонов, попавших в приемный телескоп, определяется отношением площади пятна, равномерно освещаемого отраженным пучком, к площади приемного телескопа. Далее поток фотонов дополнительно ослабляется в приемном тракте и попадает на фотодетектор, имеющий определенную чувствительность (квантовый выход).

Формула расчета величины отклика (среднего числа фотонов на выстрел) с учетом вышеприведенных рассуждений приобретает следующий вид:

$$v = Q K_a^2 K_r K_{RR} \eta^2(\theta_{inc}) \frac{E S_{RR} D_{RR}^2 d^2}{1.5\pi \lambda h c \theta^2 R^4}, \quad (6)$$

где  $E$  – энергия лазерного импульса;  $Q$  – эффективность фотоприемника;  $K_a$  – прозрачность атмосферы;  $K_r$  – коэффициент пропускания передающего тракта;  $K_{RR}$  – коэффициент отражения УО;  $\eta(\theta_{inc})$  – функция зависимости отклика УО в зависимости от угла падения  $\theta_{inc}$ ;  $S_{RR}$  – эффективная площадь УО;  $D_{RR} \approx 5.9$  см – апертура одного элемента УО; установленных на луноходах;  $d$  – апертура телескопа;  $R$  – расстояние между телескопом и УО;  $\lambda$  – длина волны лазерного излучения;  $h$  – постоянная Планка;  $c$  – скорость света в вакууме;  $\theta$  – расходимость лазерного луча.

$$\theta^2 = \left( \theta_L + \frac{2.44\lambda}{d} \right)^2 + \theta_a^2, \quad (7)$$

где  $\theta_L$  – начальная расходимость луча на выходе из лазера;  $\theta_a$  – расширение луча из-за атмосферной турбулентности.

Функция  $\eta(\theta_{inc})$  вычисляется следующим образом [10, 12]:

$$\eta = \begin{cases} \frac{2}{\pi} (\arcsin \mu - \sqrt{2\mu} \operatorname{tg} \theta_{ref}) \cos \theta_{inc}, & \theta_{inc} < \theta_{co} \\ 0, & \theta_{inc} \geq \theta_{co}. \end{cases} \quad (8)$$

В эту формулу не включены другие коэффициенты, имеющие отношение к величине отклика, например, коэффициент ослабления отклика при нагреве уголкового отражателя из-за деформации призм вследствие разницы в величине температурных коэффициентов расширения кварца и серебра. Из-за этого явления при нагреве солнечным светом УО, установленных на “Луноходе-1”, отклик от них ослабляется приблизительно в 4 раза [6].

Внутренний преломленный угол  $\theta_{ref}$  вычисляется по закону преломления Снеллиуса

$$\sin \theta_{ref} = \frac{\sin \theta_{inc}}{n}, \quad (9)$$

где  $n = 1.455$  – показатель преломления для плавленого кварца.

Вспомогательная величина  $\mu$  зависит от внутреннего преломленного угла  $\theta_{ref}$  как

$$\mu = \sqrt{1 - 2\text{tg}^2(\theta_{ref})}. \quad (10)$$

### ОБСУЖДЕНИЕ

Для экспериментов по лазерной локации “Лунохода-1” из КраО [2] расчетное значение без учета угла падения на УО составило  $\nu = 0.5$ , а экспериментально измеренные значения в двух соседних точках – 0.065 и 0.076.

Учет угла падения  $\approx 31.5^\circ$  дает ослабление отклика на порядок и приводит расчетные значения в полное соответствие с экспериментальными. Это позволяет сделать вывод, что напрасно авторы не были уверены в точной наводке телескопа на цель – при локации в точки 1 и 2 луч лазера попадал в УО “Лунохода-1”. Уверенности в этом придает также и то обстоятельство, что рядом с местом стоянки “Лунохода-1” нет никаких склонов, отражение от которых можно было бы принять за отражение от УО.

Для экспериментов по лазерной локации “Лунохода-1” из АРО зарегистрировано 1916 фотонов из серии в 10000 импульсов [6], т.е.  $\nu = 0.1916$ . Расчет по формуле (6) с учетом угла падения на УО “Лунохода-1” дает  $\nu = 0.196$ , т.е. и в этом случае расчетные значения прекрасно соответствуют экспериментальным. Это позволяет сделать вывод о том, что и в 2010 году УО “Лунохода-1” функционировал, как новый.

В экспериментах по лазерной локации зарегистрированные фотоприемником фотоны могут иметь три возможных происхождения:

- 1) Фоновая засветка, шум.
- 2) Отражение от УО.
- 3) Отражение от грунта, точнее, от особенностей лунного рельефа – склонов гор, кратеров, разломов.

Гипотеза 1) отвергается потому, что в этом случае отсчеты не будут скоррелированы и не смогут сформировать характерных пиков на временной гистограмме.

Гипотеза 2) для “Лунохода-2” исключается в силу неудачной ориентации лунохода.

Поскольку других вариантов не остается, то приходится делать вывод, что в случае лазерной локации по “Луноходу-2” зарегистрированные фотоны отражались не от углового отражателя, установленного на “Луноходе-2”, а от склона кратера Бухта Круглая, рядом с которым расположен “Луноход-2”.

### ВЫВОДЫ

Учет ориентации луноходов на местности в случае “Лунохода-1” позволяет привести в полное соответствие расчетные и экспериментальные величины отклика.

Совершенно неудачная ориентация “Лунохода-2” полностью исключает возможность использования его УО для лазерной локации. Зарегистрированные при лазерной локации по “Луноходу-2” фотоны могут иметь только одно разумное объяснение – отражение от склона кратера Бухта Круглая, рядом с которым находится “Луноход-2”. Это позволяет объяснить и крайне низкий отклик от “Лунохода-2” и сильную волатильность отклика в течение сеанса, отмеченные Ю.Л. Кокуриным в работе [4].

Великолепное совпадение расчетной и экспериментально измеренной величин отклика УО “Лунохода-1” при лазерной локации из АРО в 2010 г. ставит под сомнение гипотезу деградации оптических устройств на Луне [17].

Автор выражает искреннюю признательность В.Г. Турышеву за предоставленные материалы и А.В. Пинаеву за ценную помощь при подготовке иллюстраций.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кокурин Ю.Л., Курбасов В.В., Лобанов В.Ф. и др. Лазерная локация светоотражателя, установленного на “Луноходе-1” // Квантовая электроника. 1971. № 5. С. 138–140.
2. Кокурин Ю.Л., Курбасов В.В., Лобанов В.Ф. и др. Эксперимент по лазерной локации углового отражателя, установленного на “Луноходе-1”. Т. 2. М.: Наука, 1978. С. 170–179.
3. Курбасов В.В. Исследование и разработка методов регистрации отраженного сигнала при лазерной локации Луны. Дис. ... канд. физ.-мат. наук. ФИАН. Москва. 1974.
4. Кокурин Ю.Л. Лазерная локация Луны. Дис. ... д. физ.-мат. наук. ФИАН. Москва. 1975.
5. Алёшкина Е.Ю. Лазерная локация Луны // Природа. 2002. № 128. С. 57–66.
6. Murphy T.W., Jr., Adelberger E.G., Battat J.B.R. et al. Laser ranging to the lost Lunokhod 1 reflector // Icarus. 2011. V. 211. P. 1103–1108. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2010.11.010>
7. Кокурин Ю.Л., Ведешин Л.А. Советско-французский эксперимент по лазерной локации Луны // Вестник АН СССР. 1971. № 6.
8. Robinson M.S., Plescia J.B., Jolliff B.L. et al. Soviet lunar sample return missions: Landing site identification and geologic context // Planetary and Space Science. 2012. V. 69, Iss. 1. P. 76–88. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2012.03.013>
9. Довгань В.Г. Лунная одиссея отечественной космонавтики. От “Мечты” к луноходам. Ростов-на-

- Дону: Южный федеральный университет, 2015. С. 249–250.
10. *Degnan J.J.* Millimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review // *Contribution of Space Geodesy to Geodynamics: Technology*. 1997. V. 25. P. 133–162. <https://doi.org/10.1029/GD025p0133>
  11. *Arnold D.A.* Method of calculating retroreflector-array transfer functions. Smithsonian Astrophysical Observatory Special Report, 1979. Iss. 382.
  12. *Minott P.O.* Design of retrodirector arrays for laser ranging of satellites. Greenbelt: Goddard Space Flight Center, 1974. ID19740018193.
  13. *Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М.* Теоретическая физика. Том 2. М.: Наука, 1988.
  14. *Фоллер Дж., Уамплер Дж.* Лунный лазерный отражатель // *УФН*. 1971. Т. 103. № 1. С. 139–154.
  15. *Токовинин А.А.* Орбитальные оптические телескопы. М.: Знание, 1986.
  16. *Murphy T.W., Jr., Adelberger E.G., Strasburg J.D. et al.* APOLLO: Multiplexed Lunar Laser Ranging. University of Washington, 2002.
  17. *Murphy T.W., Jr., Adelberger E.G., Battat J.B.R. et al.* Long-term degradation of optical devices on the Moon. // *Icarus*. 2010. V. 208. P. 31–35. <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2010.02.015>