

ОПТИЧЕСКАЯ ЛОКАЦИЯ ЛУНЫ

В. К. Абалакин, Ю. Л. Кокурин

Еще в конце 20-х годов Н. Д. Папалекси обсуждал с Л. И. Мандельштамом вопрос о наблюдении электромагнитных сигналов, посланных с Земли и отраженных Луной¹. Существовавшие тогда технические возможности не позволяли рассчитывать на экспериментальное осуществление этой идеи. Однако интерес к ней сохранился у Н. Д. Папалекси надолго. Уже во время Великой Отечественной войны он снова вернулся к рассмотрению этого вопроса. Развитие военной радиолокации и импульсной техники в то время послужило базой, на которой можно было основывать прогнозы и планировать эксперименты по радиолокации Луны. Н. Д. Папалекси выполнил и в 1946 г. опубликовал подробный расчет такого опы-

та². Одновременно он рассмотрел вопрос и о световой локации Луны. Здесь, в отличие от радиолокации, не было серьезных материальных предпосылок, и тем не менее проведенный им расчет охватил практически все наиболее важные аспекты этой проблемы и сохранил свою актуальность до наших дней. Н. Д. Папалекси пошел дальше, он показал, что прямые локационные измерения расстояний до Луны могут быть использованы для решения задач геодезии и астрономии. Сейчас кажется удивительным, что эта работа была выполнена в то время, когда не существовало ни лазеров, ни электронных вычислительных машин, ни космических кораблей, на которых можно было бы доставить на Луну локационные мишени, т. е. тех средств, которые сегодня дали возможность превратить оптическую локацию Луны в новый метод исследования системы Земля — Луна, в новое научное направление.

Со времени опубликования этой работы прошло почти два десятилетия, прежде чем заложенная в ней идея оптической локации Луны была реализована на практике. К этому времени не только появились технические возможности, но и возникла настоятельная необходимость развития этих работ, продиктованная возросшими требованиями к нашим знаниям о динамике системы Земля — Луна в связи с космическими полетами.

В нашей стране первый опыт оптической локации Луны был выполнен в 1963 г. сотрудниками ФИАН и КраО³. Схема этого опыта, которая с теми или иными усложнениями используется до сих пор во всех экспериментах, показана на рис. 1. Пучок света, генерируемый лазерным излучателем *ЛИ*, коллимируется и направляется в нужную точку Луны телескопом *Т*. Отраженный от Луны сигнал попадает в тот же телескоп и переключателем «передача — прием» *П* направляется через диафрагму *Д* и интерференционный фильтр *ИФ* в фотоприемник *ФП*. Измерение времени распространения светового сигнала до Луны и обратно производится измерителем временных интервалов *ИВИ*, который запускается импульсом лазера и останавливается принятым сигналом. Как в этом опыте, так и во всех последующих использовался телескоп ЗТШ Крымской астрофизической обсерватории с диаметром главного зеркала 2,6 м. В первом опыте в качестве источника излучения был применен рубиновый лазер в режиме свободной генерации, который, давал импульсы с энергией 50—70 Дж длительностью ~2 мс. Приемником отраженного сигнала служил фотоэлектронный умножитель в режиме фотонного счетчика. Измерение времени распространения производилось при помощи осциллографа со ждущей разверткой. С этим, примитивным с сегодняшней точки зрения, устройством удалось зарегистрировать сигнал, отраженный участком лунной поверхности на дне кратера Альбатегний, расположенного вблизи центра лунного диска. Величина сигнала составила 1,5—2,0 фотоэлектрона на один импульс лазера. Задача измерения расстояний в этом опыте не ставилась, так как ошибка в измерении, соответствующая длительности импульса лазера, составляла около 300 км. Цель этого опыта состояла в под-

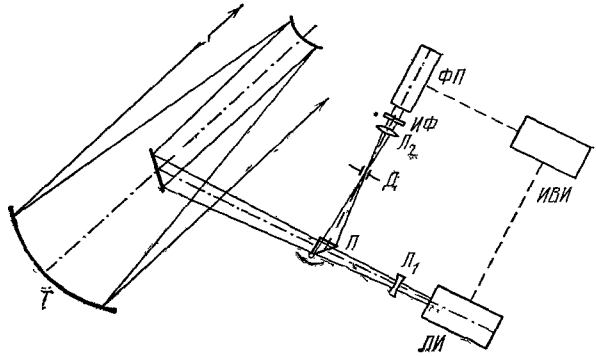


Рис. 1. Схема лазерного локатора.

тверждении практической возможности оптической локации Луны, в проверке правильности заложенных в основу опыта расчетов.

Первые измерения расстояний до Луны, имеющие практическую ценность, были выполнены в 1965 г. ⁴ В этом опыте был применен лазер с модулированной добротностью с энергией 5—7 Дж в импульсе длительностью $5 \cdot 10^{-8}$ с, а также более совершенный измеритель временных интервалов, построенный на базе пересчетных ячеек. Временное разрешение этой аппаратуры было $\sim 10^{-7}$ с, что соответствовало ошибке измерения расстояния ~ 15 м. Однако реальная ошибка измерений составила около 200 м, что обусловлено неровностью площадки Луны, освещаемой лазером (ее диаметр \sim нескольких км), и наклоном этой площадки к лучу. Тем не менее этот результат уже можно было использовать для оценки точности эфемеридных предвычислений, ошибка которых была доведена к тому времени до 1—3 км.

Расчеты, проведенные нами в 1965 г. ⁵, показали, что прямые измерения расстояний до Луны могут дать существенные преимущества при исследовании системы Земля — Луна по сравнению с традиционными угломерными наблюдениями. Эти преимущества тем заметнее, чем выше точность измерений расстояний. Уже при ошибках порядка нескольких метров параметры системы Земля — Луна определяются на один-два порядка точнее, чем угломерными методами.

С другой стороны, было очевидно, что дальнейшее повышение точности возможно только при условии локализации точек отражения, т. е. при условии установки на Луне локационных мишеней малых размеров.

Поэтому все дальнейшие работы проводились по программе, связанной с созданием и доставкой на Луну специальных уголкового отражателей для лазерной локации. В течение 1969—1973 гг. на Луну было доставлено 5 отражателей: 2 французских, установленных на «Луноходах-1 и 2», и 3 американских, доставленных на космических кораблях «Аполлон-11, 14 и 15». Таким образом, на Луне была создана сеть опорных точек, вполне пригодная для длительных регулярных измерений (рис. 2). Французские и американские отражатели существенно различны по конструкции, хотя и те и другие представляют собой наборы трипсель-призм, установленных на общей панели. На рис. 3 показан французский светоотражатель. Он состоит из 14 призм, изготовленных из высокооднородного стекла. Диаграмма направленности призмы составляет $\sim 6^\circ$. Высокие требования к точности углов и плоскостей, к оптической однородности материала призм, к механической прочности, к весовым характеристикам и т. д. усугубляются еще и необходимостью сохранения оптических характеристик в тяжелых температурных условиях на Луне. Поэтому при создании такого отражателя пришлось решить целый ряд сложных инженерных и технологических проблем.

По программе подготовки к наблюдениям отражателя Лунохода-1 нами построен комплекс аппаратуры, обеспечивавшей точность измерения расстояний ~ 3 м, однако из-за недостаточной степени автоматизации и малого быстродействия (частота следования импульсов 1/15 гц) эту аппаратуру трудно было использовать для регулярных измерений. Тем не менее на ней было проведено несколько измерений расстояний до отражателей «Лунохода-1» и «Аполлона-15» ⁶.

В результате коренной перестройки аппаратуры, предпринятой по программе «Лунохода-2», был создан автоматизированный комплекс быстродействующей аппаратуры с точностью измерения $\pm 0,9$ м, с которым в 1973 г. были начаты регулярные измерения расстояний до всех лунных светоотражателей ⁷.

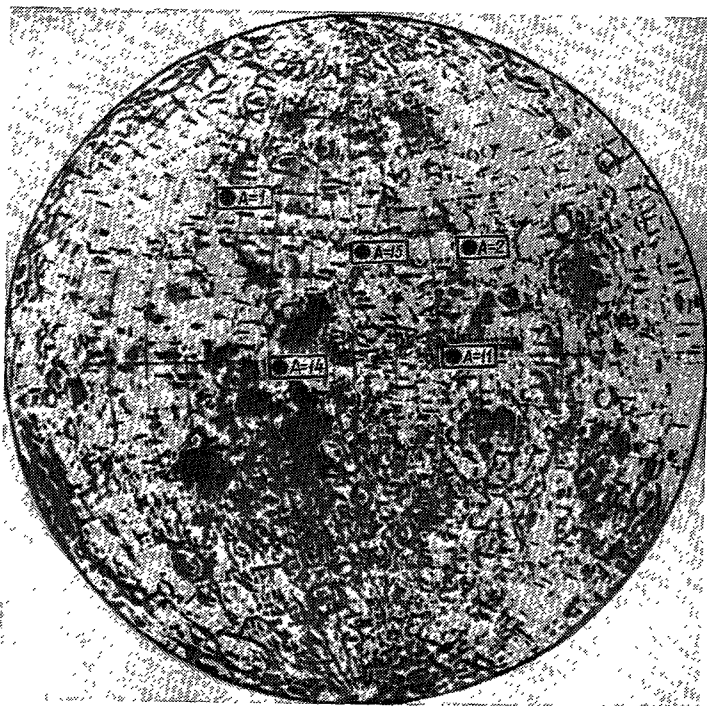


Рис. 2. Расположение угольных светотражателей на Луне.

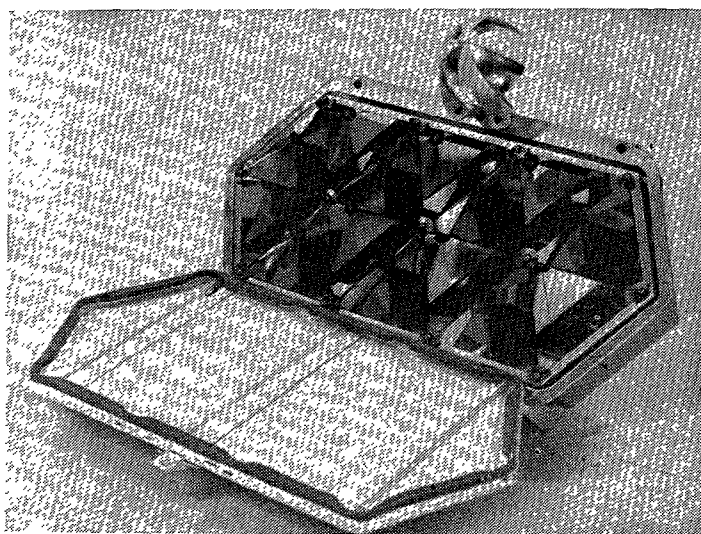


Рис. 3. Французский угольный светотражатель.

И наконец, в 1978 г. была введена в эксплуатацию автоматическая аппаратура, точность которой доведена до ± 25 см в единичном измерении.

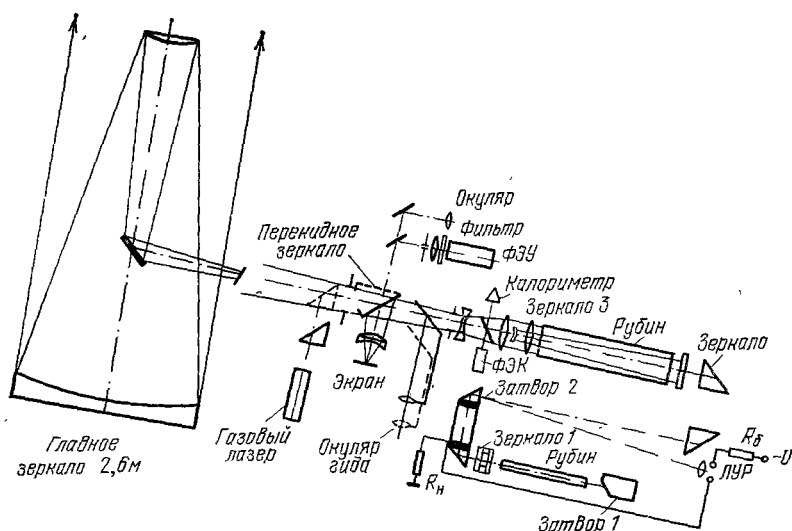


Рис. 4. Схема оптической части автоматизированного лазерно-локационного комплекса.

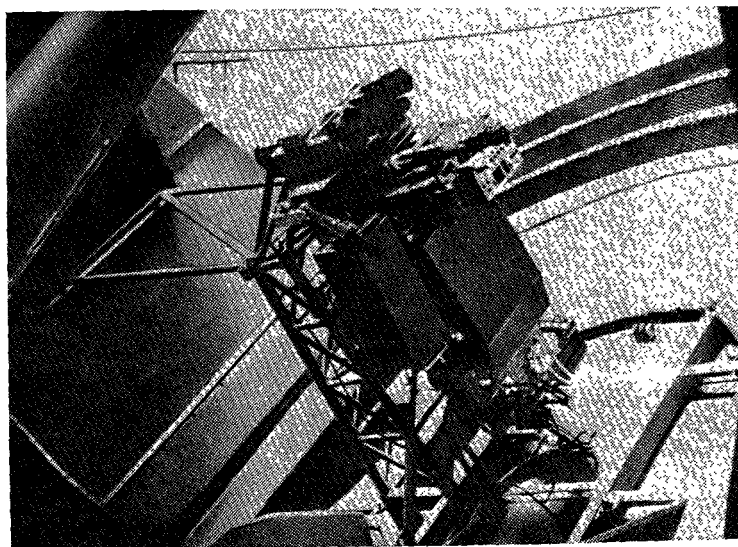


Рис. 5. Оптическая часть автоматизированного лазерно-локационного комплекса.

Статистическая ошибка серии измерений, которая содержит обычно 10—15 измерений, составляет 8—10 см⁸. Оптическая схема и внешний вид оптической части этой аппаратуры показаны на рис. 4 и 5. Ее параметры приведены ниже:

Л а з е р

Длительность импульса	2 нс
Энергия в импульсе	2 Дж
Расходимость луча	5'
Частота следования импульсов	0,33 Гц

Ф о т о п р и е м н и к

Временное разрешение	0,4 нс
Квантовая эффективность фотоумножителя	0,1
Полоса пропускания фильтра	1 Å; 5 Å

И з м е р и т е л ь н о - р е г и с т р и р у ю щ а я с и с т е м а

Временное разрешение	1 нс
Строб-импульс	1—50 мкс
Точность привязки к всемирному времени	10 мкс

Реальный уровень отраженного сигнала составляет $\sim 0,05$ фотоэлектрона на один импульс лазера.

Одновременно с работами по реализации лазерных наблюдений Луны сотрудниками ФИАН СССР и ИТА АН СССР решались задачи, связанные с оценкой перспектив научного использования результатов лазерной локации Луны в применении к астрономии и смежным научным областям — геодезии, геофизике, геодинимике — и с разработкой математического аппарата, дающего алгоритмическую основу решения практических задач. Эти исследования ⁹ показали, что лазерные измерения расстояний до Луны позволяют существенно уточнить параметры геоцентрического движения Луны по орбите, параметры ее осевого вращения (физической либрации Луны), определить положение угловых светоотражателей относительно луноцентрической системы координат и положение наземных обсерваторий в геоцентрической системе отсчета, изучить сложное суточное вращение Земли и колебания земных полюсов. Кроме того, были выполнены работы, связанные с планированием сеансов лазерных измерений, — оценка частоты и оптимальной продолжительности таких наблюдений. Основу всех указанных исследований составляли уравнения, применяемые для вычисления теоретических значений времени распространения сигнала τ_0 . Они получаются из геометрии задачи: токоцентрическое положение лунного углового отражателя в геоцентрической прямоугольной системе отсчета XYZ можно определить вектором \mathbf{D} , который связан с геоцентрическими радиусами — векторами Луны \mathbf{r} и обсерватории \mathbf{p}_0 и луноцентрическим радиусом-вектором отражателя \mathbf{R}_ζ соотношением

$$\mathbf{D} = \mathbf{r} + \mathbf{R} - \mathbf{p}_0. \quad (1)$$

Таким образом, предвычисляемая дальность D_0 (или предвычисляемое время распространения $\tau_0 = D_0/c$, где c — скорость света) зависит от совокупности астрономических и геодезических параметров, в качестве которых, например, рассматриваются 6 постоянных теории орбитального движения Луны (среднее расстояние r_0 , эксцентриситет e , постоянная наклона орбиты $\gamma = \sin(i/2)$, средняя долгота Луны в начальный момент ζ , долгота перигея орбиты Γ' , долгота восходящего узла орбиты на эклиптике Ω), 3 параметра теории геоцентрического движения Солнца (эксцентриситет орбиты e' , средняя долгота Солнца L_0 , средняя долгота перигея орбиты Γ), 2 параметра физической либрации Луны (постоянная физической либрации f и наклон экватора Луны и эклиптике J), координаты обсерватории (долгота от Гринвича λ , радиус параллели $w = \rho_0 \cos \varphi'$ и рас-

стояние от плоскости геоэкватора $h = \rho_0 \sin \varphi'$, где φ' — геоцентрическая широта), луноцентрические координаты отражателя (селенографические долгота l и широта b , радиус-вектор R_ζ). Так как отклонения $\Delta D = D_0 - D_c$ наблюдаемых значений расстояния D_0 от предвычисленных D_c обусловлены ошибками принятых номинальных значений указанных параметров и ошибками измерений, то, используя метод дифференциального исправления параметров, можно решить избыточную систему условных уравнений, получаемую дифференцированием выражения D по всем параметрам p_i ($i = 1, 2, \dots, N$), например методом наименьших квадратов. Для каждого измерения соответствующее условное уравнение имеет вид

$$\Delta D = D_0 - D_c = \sum_{i=1}^N \frac{\partial D}{\partial p_i} \quad (i = 1, 2, \dots, N). \quad (2)$$

При выборе в качестве параметров p_i указанных величин условные уравнения имеют вид

$$\begin{aligned} D_0 - D_c = \frac{1}{D_c} (X - x, Y - y, Z - z) & \left[\bar{p} (-\varepsilon) \left\{ \frac{1}{\sin \pi_\zeta} \begin{pmatrix} \cos \beta_\zeta & \cos \lambda_\zeta \\ \cos \beta_\zeta & \sin \lambda_\zeta \\ \sin \beta_\zeta \end{pmatrix} \Delta a_e + \right. \right. \\ & + a_e \frac{\cos \pi_\zeta}{\sin^2 \pi_\zeta} \begin{pmatrix} \cos \beta_\zeta & \cos \lambda_\zeta \\ \cos \beta_\zeta & \sin \lambda_\zeta \\ \sin \beta_\zeta \end{pmatrix} \Delta \pi_\zeta + r_\zeta \begin{pmatrix} -\sin \beta_\zeta & \cos \lambda_\zeta \\ -\sin \beta_\zeta & \sin \lambda_\zeta \\ \cos \beta_\zeta \end{pmatrix} \Delta \beta_\zeta + \\ & + r_\zeta \begin{pmatrix} -\cos \beta_\zeta & \sin \lambda_\zeta \\ \cos \beta_\zeta & \cos \lambda_\zeta \end{pmatrix} \Delta \lambda_\zeta + \bar{r} [-(\Omega + \sigma)] \bar{p} (J + \rho) \bar{r} (180^\circ - (\zeta - \tau + \Omega + \sigma) \times \\ & \times \begin{pmatrix} \cos b & \cos l \\ \cos b & \sin l \\ \sin b \end{pmatrix} \Delta R_\zeta + R_\zeta \left[\begin{pmatrix} -\sin (\Omega + \sigma) & \cos (\Omega + \sigma) & 0 \\ -\cos (\Omega + \sigma) & -\sin (\Omega + \sigma) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \bar{p} (J + \rho) \times \right. \\ & \times \bar{r} (180^\circ - (\zeta - \tau + \Omega + \sigma) \Delta (\Omega + \sigma) + \bar{r} [-(\Omega + \sigma)] \times \\ & \times \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin (J + \rho) & -\cos (J + \rho) \\ 0 & \cos (J + \rho) & -\sin (J + \rho) \end{pmatrix} \bar{r} (180^\circ - (\zeta - \tau + \Omega + \sigma) \Delta (J + \rho) + \\ & + \bar{r} [-(\Omega + \sigma)] \bar{p} (J + \rho) \begin{pmatrix} \sin [\Omega + \sigma - (\zeta + \tau)] & \cos [\Omega + \sigma - (\zeta + \tau)] & 0 \\ -\cos [\Omega + \sigma - (\zeta + \tau)] & \sin [\Omega + \sigma - (\zeta + \tau)] & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \times \\ & \times \Delta (\Omega + \sigma - (\zeta - \tau)) \begin{pmatrix} \cos b & \cos l \\ \cos b & \sin l \\ \sin b \end{pmatrix} \left. \right] \right\} - \begin{pmatrix} \cos s \\ \sin s \\ 0 \end{pmatrix} \Delta w - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \Delta h - \\ & - w \begin{pmatrix} -\sin s \\ \cos s \\ 0 \end{pmatrix} \Delta s \left. \right], \quad (3) \end{aligned}$$

где π_ζ — горизонтальный экваториальный параллакс Луны, ρ , σ , τ — компоненты физической либрации Луны, s — местное звездное время, \bar{p} и \bar{r} — известные матрицы поворота относительно осей абсцисс и аппликат, a_e — экваториальный радиус земного сфероида, λ_ζ и β_ζ — эклиптические долгота и широта Луны, зависящие от элементов лунной орбиты, ε — наклон эклиптики к экватору, x , y , z — геоцентрические координаты обсерватории.

Приведенные условные уравнения могут быть использованы для решения геодинамических задач. Представим Гринвичское звездное время

S в виде

$$S = UTC + Red_T + \Delta\psi \cos \varepsilon + \delta S, \quad (4)$$

где UTC есть момент в системе равномерной шкалы координированного всемирного времени, Red_T — переход от среднего времени к звездному, $\Delta\psi \cos \varepsilon$ — нутация по прямому восхождению, δS — изменение S , вызванное переменностью угловой скорости суточного вращения Земли и имеющее вид

$$\delta S = \frac{c_1 \cos}{s_1 \sin} (2\pi \cdot 36525T) + \frac{c_2 \cos}{s_2 \sin} (2\pi \cdot 100T) + \frac{c_3 \cos}{s_3 \sin} (2\pi \cdot 86T).$$

Тогда при уточнении коэффициента c_1 , например, коэффициент при поправке Δc_1 имеет следующее выражение:

$$\frac{\partial D}{\partial c_1} = \frac{\partial D}{\partial S} \frac{\partial S}{\partial c_1} = \bar{p}(\varepsilon_0) \bar{P} \bar{N} \bar{L}_r \bar{r}(-S) \bar{p}(y_p) \bar{q}(x_p) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \cos(2\pi \cdot 36525T); \quad (5)$$

здесь \bar{P} и \bar{N} — матрицы прецессии и нутации, ε_0 — средний наклон эклиптики к экватору в эпоху T_0 , от которой отсчитывается время T в юлианских столетиях, x_p и y_p — координаты мгновенного полюса Земли относительно Международного условного начала СЮ, \bar{L}_r — матрица Люка, произведение которой на матрицу \bar{r} дает выражение производной от \bar{r} по ее аргументу.

Вводя модель смещения континентального блока, на котором расположена обсерватория, соотношением

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} T, \quad (6)$$

находим, например, выражение для коэффициента условного уравнения при поправке Δx_1 :

$$\frac{\partial D}{\partial x_1} = -\bar{p}(\varepsilon_0) \bar{P} \bar{N} \bar{r}(-S) \bar{p}(y_p) \bar{q}(x_p) \begin{pmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Придавая величинам ΔD в уравнении (2) смысл ошибок измерений, можно на основании решения систем таких уравнений провести априорные оценки ожидаемой точности определения параметров Δp_i . Результаты таких предварительных оценок, сделанных в предположении, что $\Delta D = 25$ см, приведены в табл. I. Там же даны ошибки определения парамет-

Таблица I

Параметр	Точность определения по оптическим наблюдениям	Ожидаемая точность по лазерной локации	Параметр	Точность определения по оптическим наблюдениям	Ожидаемая точность по лазерной локации
λ	0",1	0",005	r_0	1000 м	2,5 м
w	7 м	0,1 м	Γ'	0",2	0",001
h	7 м	0,1 м	e	$1 \cdot 10^{-7}$	$5 \cdot 10^{-10}$
l	300"	0',3	Ω	0",3	0",03
b	180"	0",3	γ	$1 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-8}$
R_{\odot}	1000 м	2,5 м	L		0",005
f	0,02	0,00005	Γ		0",03
J	3"—8"	0",1	e'	$7 \cdot 10^{-7}$	$2 \cdot 10^{-9}$
\odot	0",02	0",002			

ров по наилучшим оптическим наблюдениям¹⁰. Мы видим, что при уже достигнутой точности на основании длинных рядов наблюдений можно ожидать уточнения параметров системы Земля — Луна по лазерно-локационным данным на 1—3 порядка.

В результате реализации программы лазерных светолокационных наблюдений Луны, выполненной в 1973—1980 гг. группой сотрудников ФИАН СССР на 2,6-м телескопе Крымской астрофизической обсерватории АН СССР по эфемеридам, подготовленным в ИТА АН СССР, было проведено около 1200 измерений по всем пяти угольным отражателям.

Сравнение измеренных расстояний с расстояниями D_c , вычисленными на основе теории движения Луны с номенклатурным индексом МАС $j = 2$, принятой в настоящее время в национальных астрономических ежегодниках, показало недостаточную точность этой теории: величины остаточных разностей ΔD достигают нескольких сотен метров. Поэтому в ИТА АН СССР была предпринята большая работа по созданию точной численной теории движения Луны методом численного интегрирования дифференциальных уравнений геоцентрического движения Луны, а также по построению численной теории физической либрации Луны.

Таблица II

Параметр	МАС; $j = 2$	АЕ-1	LURE-2
λ		0",1	0",02
w		2,6 м	0,6 м
h		5 м	2,3 м
l		0",2	0",1
b		0",25	0",1
R_c		2 м	0,5 м
f		0,0004	0,0001
J		0",9	0",3
ζ	0",2	0",01	
r_0	6 м	1 м	
Γ'	0",2	0",02	
e	$3 \cdot 10^{-8}$	$5 \cdot 10^{-9}$	
Ω		2"	
γ	$1 \cdot 10^{-6}$	$3,5 \cdot 10^{-7}$	
L		0",5	
Γ	6"	0",7	
e'	$5 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-7}$	
0—C	200 м	15 м	3,4 м

В табл. II указаны точности определения параметров системы Земля — Луна на основе эфемериды, соответствующей индексу МАС $j = 2$, и эфемерид АЕ-1 (СССР) и LURE-2 (США), построенных численным интегрированием.

Из этой таблицы видно, что большинство параметров системы Земля — Луна определяются по лазерным наблюдениям точнее, чем по оптическим. Однако ожидаемые точности еще не достигнуты, что связано с недостаточным количеством измерений и не вполне рациональным распределением их во времени. А это в свою очередь обусловлено дефицитом рабочего времени на телескопе ЗТШ-2,6, перегруженном астрофизическими работами.

Одним из наиболее важных результатов нам представляется точное определение координат точки наблюдения. Это является основой для гео-

дезических построений и решения многих геодезических задач. На основе лазерных наблюдений, выполненных в СССР и в США, в частности, была определена хорда «Крымская обсерватория — Макдональдская обсерватория» с ошибкой около 2 м¹¹.

Полученные результаты позволяют считать, что в недалеком будущем лазерная локация Луны станет одним из наиболее точных методов исследования системы Земля — Луна. Сегодня эти результаты уже намного превосходят то, что некогда ожидал от этого метода Н. Д. Папалекси. Однако несомненно, что идеи, высказанные им много лет назад, лежат в основе современных работ в этой области. И это является ярким примером научного предвидения, способностью к которому в высокой степени обладал Н. Д. Папалекси.

ЦИТИРОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Гинзбург В. Л. — Изв. АН СССР. Сер. физ., 1948, т. 12, с. 34.
2. Папалекси Н. Д. Собрание трудов. — М.; Л.: Изд-во АН СССР, 1948, с. 307.
3. Грасюк А. З., Зуев В. С., Кокурин Ю. Л., Крюков П. Г., Курбасов В. В., Лобанов В. Ф., Можжерин В. М., Сухановский А. Н., Черных Н. С., Чуваев К. К. — ДАН СССР, 1964, т. 154, с. 1303.
4. Кокурин Ю. Л., Курбасов В. В., Лобанов В. Ф., Можжерин В. М., Сухановский А. Н., Черных Н. С. Письма ЖЭТФ, 1966, т. 3, с. 219.
5. Кокурин Ю. Л., Курбасов В. В., Лобанов В. Ф., Можжерин В. М., Сухановский А. Н., Черных Н. С. — Космич. исслед., 1966, т. 4, с. 414.
6. Кокурин Ю. Л., Курбасов В. В., Лобанов В. Ф., Сухановский А. Н., Черных Н. С. — Ibid., 1971, т. 9, с. 912.
7. Кокурин Ю. Л., Курбасов В. В., Лобанов В. Ф., Сухановский А. Н. — Препринт ФИАН СССР № 121. — Москва, 1974.
8. Kukurin Yu. L., Kurbasov V. V., Lobanov V. F., Sukhanovskiy A. N., Space Res., Ser. D, 1976, v. 17, p. 77.
9. Абалакин В. К., Бойко В. Н., Кокурин Ю. Л., Лобанов В. Ф., Фурсенко М. А. — Астрон. ж., 1975, т. 52, с. 387.
10. Van Flander T. C. Cel. Mech., 1969, v. 1, p. 163.
11. Calame O. — C. R. Ac. Sci. Ser. B, 1975, t. 280, p. 551.