

## Координатно-временное обеспечение перелетов между Землей и Луной

© А. В. Багров, С. П. Кузин, В. А. Леонов

ИНАСАН, г. Москва, Россия

Все задачи позиционирования космических аппаратов в пространстве решаются на основе измерений, проводимых с Земли. Благодаря наличию на поверхности Земли геодезических реперов, относительно которых проводится измерение положений позиционируемых объектов, удается достичь высокой точности измерений. Чем дальше объект удален от реперов, тем ниже точность позиционирования. Если для низкоорбитальных космических аппаратов точность позиционирования достигает 1 м и выше, то возле Луны она падает на 3–5 порядков. Кардинального повышения точности навигации можно достичь с использованием астрометрических реперов, размещенных на Луне и на околоземных навигационных спутниках.

Предлагается использовать активные оптические маяки в качестве реперов, что позволит проводить позиционирование космических аппаратов в любой точке околоземного пространства.

**Ключевые слова:** навигационные маяки, позиционирование, перелет к Луне, оптические активные реперы, угломерные измерения.

<https://doi.org/10.32876/ApplAstron.50.3-9>

### Введение

Проблема координатного обеспечения при перемещении в пространстве всегда стояла очень остро. Несколько тысячелетий потребовалось на то, чтобы на нашей родной планете удалось решить проблему позиционирования. Для этого пришлось развить астрометрию как науку, создать множество астрономических обсерваторий и покрыть населенные территории сетью геодезических пунктов. По-настоящему проблема позиционирования на Земле была решена совсем недавно, после создания навигационных спутниковых систем. Следует особо подчеркнуть, что все существующие навигационные системы опираются на систему координат, связанную с Землей, и без наземной поддержки ни одна из них работать не может.

К настоящему моменту задача навигационного обеспечения полетов в космос вышла за рамки возможностей имеющихся систем позиционирования. Точнее, эти системы могут быть адаптированы для навигации в околоземном пространстве: на расстояниях, сравнимых с диаметром Земли. Для обеспечения лунных экспедиций требуется решить навигационные задачи на расстояниях в десятки раз больше.

Системы позиционирования космических аппаратов (КА) должны обеспечивать измерение пространственного положения КА в геоцентрической системе координат, то есть определять параметры радиус-вектора — направление на

КА из центра Земли и расстояние до него. Угломерные оптические измерения обеспечивают высокую точность определения направления на КА только до определенных пределов. Предельная точность измерения положений светил на небесной сфере ограничена свойствами атмосферы и не превышает  $0.1''$ , что на расстоянии 40 тыс. км соответствует ошибке по положению на орбите 200 м. Измерение же дальности до КА оптическими средствами возможно — методом лазерной локации, но для его использования необходимо, чтобы КА был оснащен уголковыми отражателями, а лазерный локаатор можно было точно навести на него. Для проведения подобных комплексных измерений положений КА на больших удалениях от Земли оптических инструментов еще не существует.

Наиболее распространенными в системах контроля околоземного пространства являются радиоизмерительные средства. Возможности радиолокаторов тоже ограничены природными факторами. Радиолокационные штатные средства систем контроля космического пространства позволяют определять дальность до объектов в околоземном космическом пространстве на высотах не более 5000 км, но при этом точность угловых положений КА получается крайне низкой. Высокоточная навигация КА достигается только на близких расстояниях от Земли и только в результате проведения позиционных наблюдений на нескольких витках орбиты КА в результате очень точного измерения периода обращения КА. Точность позиционирования навигационных спутников на околоземных орбитах достигает дециметрового уровня. Если же измерения ведутся на коротком участке орбиты, то точность определения положения КА на ней остается невысокой.

Существуют специальные средства наблюдения за космическими объектами в радиодиапазоне, которые позволяют определять направление на источник радиосигнала с точностью до  $10^{-5}$  угл. сек. Таким средством является система «Квazar-КВО» [1], состоящая из 3 полноповоротных антенн, разнесенных на тысячи километров. С помощью методов радиоинтерферометрии этот комплекс может проводить угловые измерения с предельной точностью, которую позволяют законы физики, но только применительно к радиоизлучающим объектам. Это обстоятельство позволяет комплексу работать с КА, на борту которого работает радиопередатчик, когда он виден одновременно обеими антеннами.

За пределами сферы доступности КА для радиолокаторов систем контроля космического пространства используются оптические средства. Массово измеряются угловые положения КА и элементов космического мусора, на основании которых известными методами небесной механики вычисляются параметры орбиты КА. Эти методы не позволяют мгновенно определять пространственное положение КА; для уверенного определения параметров орбиты необходимы измерения угловых положений на части орбиты, сопоставимой с ее длиной. По наблюдениям движения КА на небольшой части орбиты («на коротких дугах») определяются его «предварительная орбита», которая используется для повторных измерений на следующих витках орбиты, благодаря чему точность позиционирования КА для любого момента времени может быть доведена до метрового уровня.

На трассе перелета к Луне космический аппарат сначала выходит за пределы границ обнаружения радиолокационными средствами, а позже становится недоступным и для наблюдений оптическими средствами. Во время перелета

используются средства инерциальной навигации, ошибки позиционирования которых со временем нарастают и достигают до 100 км вблизи Луны. Это вынуждает перед посадкой КА в выбранную точку поверхности Луны сначала вывести его на окололунную орбиту для уточнения траектории его движения.

## **Системы навигационных реперов**

Описанные средства измерений положений КА, на самом деле, кроме техники для проведения собственно наблюдений КА должны быть обеспечены системой опорных реперов. На практике реперы используются на Земле (координаты измерительных приборов, направление линии их визирования относительно сторон горизонта) и на небе (координаты ярких звезд, измеренные с высокой точностью).

Все измерения из наземных пунктов наблюдений проводятся относительно наземных же реперов. При диаметре Земли ~13400 км и расстоянии до Луны ~380000 км только методы интерферометрии могут обеспечить с их помощью точность позиционирования объектов на Луне декаметрового уровня, но при очень высоких затратах на проведение измерений активных маяков на позиционируемых объектах. Поэтому обычная схема перелета к Луне выполняется в два этапа: сначала КА выводится на промежуточную околоземную орбиту и определяются ее параметры с точностью единиц метров, потом выполняется вывод КА на траекторию перелета (см. рисунок).

Высокая точность определения параметров промежуточной орбиты достигается проведением измерений на нескольких витках — в противном случае она приводит к ошибкам позиционирования не лучше 40 м. Поэтому перед посадкой КА требуется длительное измерение координат подспутниковой точки по наблюдению деталей рельефа лунной поверхности. При этом высокая точность измерений возможна только с низкой окололунной орбиты, откуда можно наблюдать малоразмерные детали рельефа с известными селенографическими координатами.

Федеральная космическая программа России «ФКП-2025» ставит задачу выхода на уровень точности позиционирования КА в окололунном пространстве к 2025 г. не хуже 5 км.

В принципе, в окололунном пространстве могут быть развернуты навигационные спутниковые системы типа ГЛОНАСС или DORIS, но они могут успешно работать только при наличии соответствующих станций обеспечения на поверхности Луны. К тому же эти системы не могут решить задач навигации в пространстве между Землей и Луной.

Для достижения поставленной задачи авторы предлагают создать систему координатных реперов за пределами Земли. Она предусматривает размещение на поверхности Луны активных световых маяков [2], которые можно будет наблюдать с борта КА штатными звездными датчиками. Одновременное наблюдение маяков на Земле (или в околоземном пространстве) и на Луне позволит контролировать работу инерциальной системы навигации [3]. Положение лазерного маяка на поверхности Луны как элемента лунной навигационной системы будет известно с точностью до 10 м и даже выше. Поэтому направление на лунный маяк может быть без труда пересчитано на направление на

центр масс Луны. Аналогично размещенный на навигационном околоземном спутнике оптический маяк тоже может наблюдаться с борта КА, и направление на этот маяк может быть пересчитано на направление на центр масс Земли. Пространственное положение навигационных спутников для любого момента времени тоже известно с точностью до единиц метров.

Лазерная локация уголкового отражателя, установленного на корпусе оптического маяка на поверхности Луны, при известных селенодезических координатах маяка, позволит вычислить расстояние между центрами масс Земли и Луны с точностью до нескольких метров и знать его для любого момента времени на основании высокоточной модели движения Луны.

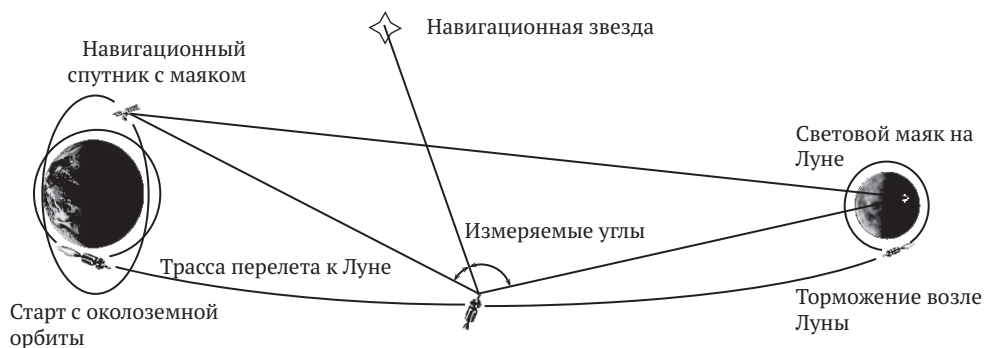


Рисунок. В космическом пространстве с борта КА проводятся измерения направлений на оптические маяки на навигационном спутнике и на Луне, пространственные координаты которых известны; расстояния между маяками тоже известно, поэтому решение треугольника «спутник с маяком — КА — маяк на Луне» дает пространственные координаты КА

Если известны пространственные координаты маяков с большой точностью, то есть определено расстояние между ними для любого момента времени, то простые угловые измерения направлений на маяки из КА позволят вычислить методами тригонометрии пространственное положение КА в момент проведения измерений. В треугольнике «Земля — КА — Луна» измерение углов с секундной точностью позволит определять расстояние от КА до центров масс Земли и Луны с точностью не хуже 2 км, то есть с точностью более высокой, чем задана в Федеральной космической программе России «ФКП-2025».

## Реализация навигационного репера на поверхности Луны

Предложенный вариант размещения оптического навигационного репера на поверхности Луны предполагается реализовать при проведении миссии «Луна-25» [4]. Уже в следующей миссии «Луна-26» предусмотрена отработка системы позиционирования объектов на поверхности Луны. Бортовой вычислительный комплекс с системой точного времени сможет обеспечить прецизионное самоопределение параметров траектории КА и позиционирование объектов на поверхности Луны с разовой точностью измерений не хуже 10 м [5].

Прием бортовой аппаратурой сигнала от оптического маяка будет гарантирован только при условии, если мощность маяка обеспечивает уровень принимаемого сигнала выше порога чувствительности бортового приемника. При выборе компромиссных параметров этих устройств должны учитываться размер апертуры бортового оптического сенсора, мощность излучателя и угол расхождения светового пучка от маяка, а также максимальное расстояние между маяком и КА. Оценки показывают, что бортовая телекамера с рабочей апертурой объектива 150 мм и квантовым выходом приемника 50 % способна регистрировать излучение маяка мощностью 10 Вт с углом расхождения луча 30" на расстоянии 60 тыс. км при времени накопления 40 мс или 300 тыс. км при времени накопления 200 мс. На этом расстоянии точность позиционирования КА по наблюдению лунного маяка порядка 100 м и будет расти по мере сближения с Луной, что позволит проводить коррекцию траектории КА на подлете к Луне, достаточную для осуществления посадки на Луну с точностью 10 м без использования промежуточной окололунной орбиты.

Помимо утилитарной задачи навигационного обеспечения полетов КА в околоземном пространстве, в т. ч. к Луне, световые маяки, размещенные на поверхности Луны, предполагается использовать для фундаментальных исследований. В первую очередь, это относится к возможности уточнения теории движения Луны, развитие которой ограничено возможностями наблюдательной техники. Наблюдения находящегося на Луне оптического маяка методами наземной интерферометрии как минимум на порядок превысят достигнутую точность измерения расстояния между центрами масс Земли и Луны [6]. Ожидаемым следствием улучшения теории движения Луны станет уточнение величины гравитационной постоянной — одной из фундаментальных характеристик изучаемой нами Вселенной.

## Вывод

Концепция активных световых маяков на поверхности Луны является прорывной технологией, которая обеспечит достижение точности позиционирования аппаратов на Луне и в окололунном пространстве, достаточной для проведения автоматических и пилотируемых миссий к Луне с посадкой спускаемых аппаратов в выбранной точке с эллипсом ошибок не более 10 м. При сравнительно небольшой доработке прорабатываемой Лунной навигационной спутниковой системы и при размещении ориентируемых лазерных маяков на навигационных спутниках ГЛОНАСС будет обеспечена возможность самоопределения пространственного положения КА на всей трассе перелета к Луне с точностью не хуже 2 км. Это позволит после вывода КА на перелетную орбиту сократить до минимума коррекцию траектории КА для прямого выхода его на траекторию посадки в заданную точку лунной поверхности без использования промежуточной окололунной орбиты.

## Литература

1. Shuygina N., Ivanov D., Ipatov A., Gayazov I., Marshalov D., Melnikov A., Kurdubov S., Vasilyev M., Ilin G., Skurikhina E., Surkis I., Mardyshkin V., Mikhailov A., Salnikov A., Vyt-

nov A., Rakhimov I., Dyakov A., Olifirov V. Russian VLBI network “Quasar”: Current status and outlook // *Geodesy and Geodynamcs.* — 2019. — Vol. 10, no 2. — P. 150–156.

2. Багров А. В., Дмитриев А. О., Леонов В. А., Москатиньев И. В., Сысоев В. К., Ширшаков А. Е., Юдин А. Д. Система глобального позиционирования для Луны на основе активных световых маяков // *Вестник НПО имени С. А. Лавочкина.* — 2017. — № 4(38). — С. 5–10.

3. Багров А. В., Леонов В. А. Принципы глобальной навигации аппаратов на поверхности Луны // *Сборник трудов конференции «Звезды и спутники», посвященной 100-летию со дня рождения А. Г. Масевич, проведенной в Москве 15–16 октября 2018 г.* Сборник научных трудов ИНАСАН / под ред. Шустова Б. М. и Вибе Д. З. — М.: Изд-во Янус-К., 2018. — С. 296–300.

4. Багров А. В., Дмитриев А. О., Леонов В. А., Митькин А. С., Москатиньев И. В., Сысоев В. К., Ширшаков А. Е. Глобальная оптическая навигационная система для Луны // *Труды МАИ.* — 2018 — № 99. — С. 1–21.

5. Ширенин А. М., Мазурова Е. М., Багров А. В. Построение высокоточной селенодезической системы координат на физической поверхности Луны с помощью светодиодных маяков, расположенных на ее поверхности // *Космические исследования.* — 2016. — Т. 54, № 6. — С. 493–498.

6. Багров А. В., Леонов В. А. Оптические маяки на Луне для решения задач уточнения теории движений Луны // *Сборник трудов конференции «Звезды и спутники», посвященной 100-летию со дня рождения А. Г. Масевич, проведенной в Москве 15–16 октября 2018 г.* Сборник научных трудов ИНАСАН / под ред. Шустова Б. М. и Вибе Д. З. — М.: Изд-во Янус-К., 2018. — С. 301–307.

## **Coordinate and Time Support of Flights Between the Earth and the Moon**

**A. V. Bagrov, S. P. Kuzin, V. A. Leonov**

Currently, all problems of the spacecraft positioning in space are solved using the methods based on measurements from the Earth. These measurements are precise enough because the positions of the space objects are measured relatively to a number of geodetic reference points located on the Earth’s surface. However, the positioning becomes less accurate when the distance grows between the object and the reference points. Thus, the accuracy in the positioning of the low-orbit objects is about 1 meter, and it falls by 3, 4 or even 5 orders of magnitude when the objects are near the Moon. A significant increase in the navigation accuracy can be achieved if the astrometric reference points (beacons) are placed both on the Moon and onboard the near-earth navigation satellites. This will fix the coordinate system to one of such beacons on the body of the Moon. It is possible to calculate the position of the center of mass of the Moon from the beacon accurately enough if the selenographic coordinates of the beacon are measured. Also, an active optical beacon onboard the navigation satellite can be observed from the spacecraft which is flying to the Moon. Thus, the exact position of the navigation satellite can be known relatively to the center of mass of the Earth. It gives us the opportunity to calculate the exact spatial position of the spacecraft having measured the distances between the beacons simultaneously by the spacecraft’s onboard star trackers and having solved the “navigation satellite-spacecraft-lunar beacon” triangle. The positioning error of

the spacecraft on the entire route of its flight will not exceed 2 km if the accuracy of the onboard star sensors is 1 second of arc. The proposed active optical beacons are planned to be delivered to the Moon by the Luna-25 mission.

**Keywords:** navigation beacons, positioning, flight to the Moon, optical active beacons, angular measurements.