

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи

Вернигора Людмила Витальевна

РАЗРАБОТКА СХЕМ ЛОКАЛИЗАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ  
АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОПТИЧЕСКИХ ЛАЗЕРНЫХ МАЯКОВ

Специальность 05.13.01 – системный анализ, управление  
и обработка информации (авиационная и ракетно-космическая техника)

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук, профессор  
Пичхадзе Константин Михайлович

Москва 2018

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. ОПТИЧЕСКИЕ ЛАЗЕРНЫЕ МАЯКИ ДЛЯ КООРДИНАТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ЛУННЫХ И ОКОЛОЗЕМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ .....	11
1.1 Методы, используемые для определения координат космических аппаратов и посадочных станций.....	11
1.2 Анализ области применения оптических маяков для космических аппаратов.....	24
1.3 Выбор источников излучения для оптических маяков на борту КА.....	31
1.4 Выводы к главе.....	37
2. СХЕМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПОСАДОЧНЫХ СТАНЦИЙ С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОЙ ТЕЛЕКАМЕРЫ ОРБИТАЛЬНОГО АППАРАТА И ОПТИЧЕСКИХ ЛАЗЕРНЫХ МАЯКОВ .....	38
2.1 Оптические лазерные маяки для локализации лунной посадочной станции с помощью оптических средств орбитального аппарата.....	38
2.2 Принципы применения и алгоритм определения местоположения посадочных станций с помощью бортовой телекамеры ОА и оптических лазерных маяков.....	45
2.3 Оптические лазерные маяки для лунных посадочных станций «Луна- Глоб» и «Луна-Ресурс-1» .....	63
2.4 Оценка эффективности совместных измерений приборов микроволнового и оптического диапазонов для лунных аппаратов.....	79
2.5 Выводы к главе.....	84
3. ЛОКАЛИЗАЦИЯ И ИДЕНТИФИКАЦИЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ АВТОНОМНЫХ ОПТИЧЕСКИХ ЛАЗЕРНЫХ МАЯКОВ .....	85
3.1 Использование автономных оптических лазерных маяков на борту околоземных КА .....	85

3.2	Математическая модель вычисления времени видимости оптических лазерных маяков на борту КА наземными оптическими телескопами.	94
3.3	Анализ наземных средств для наблюдения автономных оптических лазерных маяков на борту КА .....	104
3.4	Проекты конструкции автономных оптических лазерных маяков.....	110
3.5	Оценка эффективности лазерной локации космических аппаратов с применением оптических лазерных маяков.....	122
3.6	Перспективы использования оптических лазерных маяков для высокоточных наземно-космических исследований.....	126
3.7	Выводы к главе.....	131
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	133
	СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	134
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	136

## **ВВЕДЕНИЕ**

### **Актуальность работы**

Важной частью функционирования любой космической экспедиции является определение местоположения космического аппарата (КА) и его состояния с помощью наземных и космических средств [1].

Для решения этой задачи используется комплекс наземно-космических приборов. Навигация КА обеспечивается как работой системы бортовых приборов наблюдения (звездные оптические датчики, оптические солнечные датчики и т.д.), входящей в бортовой комплекс управления КА, так и системой наземных средств наблюдения (радио- и оптические приборы). Основная задача этих средств - определение координат КА и измерение параметров движения центра масс КА [1-3].

Однако несмотря на высокую эффективность радиотехнических и оптических систем наблюдения возрастающие требования к точности и оперативности определения координат КА, а также их состояния приводят к необходимости усовершенствования имеющихся методов и разработке новых.

Появление новых высокоэффективных (КПД до 80%) полупроводниковых источников света с большими сроками службы (более 100 000 часов), высокими удельными мощностными характеристиками, полосой излучения в широком диапазоне длин волн (от 0,245 до 5 мкм) и разнообразными схемами управления позволяет использовать такие полупроводниковые источники света для создания оптических маяков для навигации автоматических космических аппаратов.

Особое значение оптические лазерные маяки будут иметь для определения местоположения спускаемых аппаратов при исследовании Луны по наблюдениям с орбитальных аппаратов. Спускаемые модули могут иметь размеры, принципиально не позволяющие обнаружить их на снимках с орбитальных камер наблюдения, но световой сигнал от их оптических лазерных маяков будет уверенно регистрироваться бортовой аппаратурой орбитальных КА [4]. Это

позволит точно и однозначно локализовать местоположение посадочной станции относительно центра масс Луны и использовать оптический лазерный маяк как реперную точку для установления высокоточной системы селенодезических координат. Размещенные в области планируемых посадок лунных станций оптические лазерные маяки могут быть использованы как элементы управления посадкой в заданный район с высокой точностью.

Установка автономных оптических маяков на борту околоземных КА позволит обеспечить оперативный контроль их состояния (орбитальные параметры и параметры вращения, в том числе в отсутствии связи с ним).

Таким образом, актуальность данной диссертационной работы обусловлена необходимостью:

- определения местоположения лунных посадочных станций относительно центра масс Луны и создания долгоживущих реперов для построения сетки селенодезических координат высокой точности;
- создания оптических маяков для последующих лунных экспедиций;
- создания автономного индикатора состояния околоземных космических аппаратов.

### **Цель работы**

Целью работы является разработка схем локализации и идентификации автоматических космических аппаратов с использованием оптических лазерных маяков.

### **Задача исследования**

Провести анализ применения оптических лазерных маяков для космических аппаратов и разработать схемы оптической информационной системы высокоточного определения местоположения лунных посадочных станций и околоземных КА.

## **Объект исследования**

Космические аппараты с бортовыми оптическими лазерными маяками.

## **Научная новизна**

- Разработана схема определения местоположения лунной посадочной станции с оптическим лазерным маяком с помощью бортовой телекамеры орбитального аппарата, которая позволит впервые сделать привязку координат маяка к звездам и центру масс Луны и использовать его в качестве астропункта для построения сетки селенодезических координат высокой точности.
- Разработана конструкция оптических лазерных маяков для лунных посадочных станций «Луна-Глоб»/ «Луна-Ресурс-1» с учетом особенностей посадочных станций.
- Разработана математическая модель вычисления времени видимости автономных оптических лазерных маяков на борту околоземных КА с помощью наземных оптических средств наблюдения.

## **Основные положения, выносимые на защиту**

- Анализ применения оптических маяков на основе лазерных диодов для локализации и идентификации лунных и околоземных КА.
- Схема определения местоположения лунной посадочной станции с оптическим лазерным маяком с помощью бортовой телекамеры орбитального аппарата, которая позволит впервые сделать привязку координат маяка к звездам и центру масс Луны и использовать его в качестве астропункта для построения сетки селенодезических координат высокой точности.
- Основные параметры оптических лазерных маяков для лунных посадочных станций «Луна-Глоб» / «Луна-Ресурс-1».
- Математическая модель вычисления времени видимости оптических лазерных маяков на борту околоземных КА с помощью наземных оптических средств наблюдения.

## **Методы исследования**

Методы исследования в работе базируются на расчетных и экспериментальных методах.

## **Практическая значимость работы**

Исследования по теме диссертации связаны с решением практических задач, стоящих в космической технике и связанных с созданием новых средств навигации космических аппаратов. Результаты работы используются в ОКР «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1».

## **Личный вклад автора**

Основные результаты являются оригинальными и получены либо автором, либо при его непосредственном участии.

Автором выполнено следующее:

- участие в разработке концепции создания и применения оптических лазерных маяков для определения местоположения лунных посадочных станций с помощью бортовой телекамеры орбитального аппарата;
- участие в разработке ТЗ на оптические маяки для миссий «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1» и участие в испытаниях маяков;
- разработка схемы определения координат и состояния бортового комплекса управления КА, которая заключается в размещении автономных оптических лазерных маяков на борту КА;
- разработка математической модели вычисления времени видимости автономных оптических лазерных маяков на борту околоземных КА с помощью наземных оптических средств наблюдения.

## **Достоверность полученных результатов**

Достоверность полученных результатов подтверждается:

- независимыми методами расчетов характеристик оптических маяков;

– экспериментальными исследованиями характеристик оптических лазерных маяков проектов «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1».

### **Апробация работы**

Основные результаты были получены в ходе выполнения государственного контракта №ПЗ88 от 27.05.2010 Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 гг.» проекта «Разработка высокоэффективных лазерных технологий изготовления изделий космической техники» и изложены в соответствующих отчетах.

Результаты, полученные автором, докладывались на ряде международных конференций:

1. XXXV академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства, г. Химки (2011 г.).
2. Международная астрономическая конференция «The Moon, moons & planets: Robotic Explorations» (ASTROKAZAN – 2011), г. Казань (2011г.)
3. XXXVI академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства, г. Химки (2012 г.).
4. VI Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий», г. Москва (2013 г.).
5. XXXVIII академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства, г. Химки (2014 г.).
6. 71-я научно-техническая конференция студентов, аспирантов и молодых ученых МИИГАиК, г. Москва (2016 г.).

По материалам диссертации автором были сделаны доклады на семинарах и получены положительные отзывы в следующих организациях:

- Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга (ГАИШ МГУ) (2015 г.).
- ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (2016 г.).
- Московский государственный университет геодезии и картографии (МИИГАиК) (2016 г.).

## Публикации

По материалам диссертации опубликовано 10 печатных работ, из них: 5 публикаций в изданиях, входящих в Перечень ВАК Минобрнауки РФ или входящих в международные базы данных (МБД); 1 патент на модель; 4 публикации в сборниках тезисов докладов конференций.

Публикации в изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки РФ Перечня и входящих в МБД:

1. Багров А.В., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Папченко Б.Н., Сысоев В.К. Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. №4. С. 37-43.
2. Bagrov A.V., Vernigora L.V., Vyatlev P.A., Martynov M.B., Papchenko B.P., Sysoev V.K. Creation of Light Emitting Diode Optical Beacons for Spacecraft // Solar System Research. №7. 2012. P. 562–567.
3. Багров А.В., Барабанов А.А., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. Применение лазерных диодных маяков для определения координат космических и наземных объектов // Космические исследования. 2013. Т. 51. №4. С. 1-9.
4. Горячев А.В., Смотряев С.А., Багров А.В., Вернигора Л.В., Сысоев В.К. «Особенности конструкции световых маяков для лунных посадочных станций» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина 2013. №2. С. 31-34.
5. Вернигора Л.В., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. Анализ параметров излучателя оптического маяка для системы навигации космических аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84553>

Патент:

6. Багров А.В., Вернигора Л.В., Мартынов М.Б., Сысоев В.К. Автономное сигнальное устройство // Патент №110857, RU 110857 U1, 2011.

Публикации в сборниках тезисов докладов конференций:

7. Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Долгополов В.П., Вятлев П.А., Сысоев В.К., Вернигора Л.В., Багров А.В., Косов А.С., Готлиб В.М., Андреев О.С., Проект высокоточной системы локализации посадочной станции "Луна-Ресурс"/ "Луна-Глоб" // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXV академических чтений по космонавтике. Москва, 25-28 января 2011 г./ Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН. 2011. С. 511-512.
8. Bagrov A.V., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K., Vernigora L.V. Light Beacons for landing module "Luna Glob" // Труды Международного Астрономического Конгресса «ASTROKAZAN-2011» / Казань: Изд-во Казанского Федерального Ун-та. 2011. С. 128-129.
9. Багров А.В., Барабанов А.А., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Сысоев В.К., Автономные светодиодно-лазерные оптические маяки для высокоточной локализации космических аппаратов // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVI академических чтений по космонавтике. Москва, 24-27 января 2012 г./ Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН. 2012. С. 511-512.
10. Багров А.В., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Сысоев В.К., Наблюдение оптических лазерных маяков на космическом аппарате наземными оптическими средствами // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVIII академических чтений по космонавтике. Москва, 28-31 января 2014 г./ Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН. 2014. С. 536-538.

### **Структура и объем диссертации**

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы из 75 наименований, изложена на 142 страницах машинописного текста, содержит 53 рисунка и 5 таблиц.

# **1. ОПТИЧЕСКИЕ ЛАЗЕРНЫЕ МАЯКИ ДЛЯ КООРДИНАТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ЛУННЫХ И ОКОЛОЗЕМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

## **1.1 Методы, используемые для определения координат космических аппаратов и посадочных станций**

Для определения координат КА используются различные методы. Измерения осуществляются как бортовыми системами КА, так и с помощью наземных и космических средств измерений.

Первому случаю соответствуют автономные методы навигации. К ним относятся системы с использованием солнечных датчиков, планетных датчиков, звездных датчиков, гироскопические системы и др. Системы автономной навигации наряду с их естественным преимуществом, связанным с автономностью функционирования, имеют еще ряд преимуществ по сравнению с системами навигации, использующими наземные и космические средства. В первую очередь к ним относится многофункциональность реализации. Недостаток автономных систем в том, что они уступают наземным и космическим средствам по точности. Однако необходимо отметить, что это преимущество наземных и космических средств распространяется только на область околоземного космоса. При значительных удалениях от Земли, при полетах за пределами орбит Марса и Венеры точность наземных и космических средств начинает уступать точности бортовых систем [1-3].

Второму случаю соответствуют высокоточные методы определения координат. К ним относятся:

- радиотехнические методы;
- оптические методы;
- метод лазерной дальнометрии.

## Радиотехнические методы

Радиотехнические методы наблюдений КА являются основными методами наблюдений КА в период функционирования установленных на них специальных радиосистем [5]. Такие наблюдения заключаются в приеме и анализе радиосигналов, которые либо генерируются бортовыми радиопередатчиками КА, либо посылаются с Земли и ретранслируются КА. Стоит также отметить радиолокационные системы, работающие по сигналу, отраженному от поверхности КА. Радиотехническими методами могут быть измерены углы, расстояние (дальность), сумма и разность расстояний, а также направление на КА[6-8].

Проведение измерений расстояний до КА возможно как временными, так и фазовыми методами наблюдения.

В основе временных методов лежит измерение времени прохождения импульсным радиосигналом удвоенного расстояния между КА и станцией наблюдения при работе системы в ретрансляционном и пассивном режимах. В беззапросном режиме на борту КА работает независимый генератор и измеряет время прохождения радиосигнала от КА до наземной станции. В этом случае на наземной станции должна иметься информация о моменте излучения импульса передатчиком КА.

В дальномерных и разностно-дальномерных системах также используется фазовый метод измерений. Измеряемой величиной в этом случае является либо фазовый сдвиг, который сигнал приобретает по пути КА – пункт наблюдения, либо относительная фазовая задержка двух сигналов, прошедших расстояние различной длины.

В настоящее время наиболее распространен метод, основанный на использовании эффекта Доплера. Он проявляется в том, что принимаемая частота радиосигнала изменяется при движении источника сигнала относительно приемника. Это изменение частот (сдвиг) и называется доплеровской частотой

(доплеровским сдвигом частоты). Доплеровская частота прямо пропорциональна частоте передатчика и скорости движения передатчика относительно приемника.

Существует три варианта доплеровских систем наблюдения КА [9]:

- Беззапросные системы построены по принципу сравнения частот бортового и наземного высокостабильных генераторов. Разность частот принимаемого сигнала и наземного опорного генератора зависит от разности частот этих генераторов и доплеровской частоты.
- В запросных или ретрансляционных доплеровских системах в отличие от беззапросных используется лишь один наземный генератор стабильной частоты. На борту КА устанавливается приемопередатчик, который ретранслирует сигналы, принятые с наземного генератора. Ретранслированные сигналы, принятые на Земле, используются для определения радиальной скорости.
- Пассивный способ основан на использовании сигнала, излучаемого передатчиком наземной станции и отраженного от поверхности КА. Достоинствами такого способа являются простота технической реализации и низкая стоимость. Недостатком – малая мощность полезного сигнала и необходимость борьбы с взаимными помехами, возникающими при одновременных облучениях КА несколькими наземными станциями.

Радиоинтерференционные методы наблюдения КА построены на использовании интерференции радиосигналов, излучаемых передатчиком КА и принимаемых на нескольких (минимально трех) разнесенных на большие расстояния станциях, работающих в режиме радиоинтерферометра со сверхдлинными базами (РСДБ) [10-14], позволяет определить положение КА на небесной сфере с высокой точностью. Такие системы дают максимально возможное угловое разрешение, в тысячи раз лучше, чем у любого оптического телескопа [15]. С помощью радиоинтерферометрии достигаются угловые разрешения до  $\sim 0,001''$ . Для сравнения: предельное угловое разрешение одиночных антенн радиотелескопов  $\sim 17''$  (диаметра 100 м на длине волны 7 мм).

На сегодня РСДБ является наиболее используемым методом в радиоастрономии, он широко применяется в астрофизике, астрометрии, геодинамике и многих других областях науки. Измерения, выполняемые глобальными сетями радиотелескопов (в том числе с участием космических радиотелескопов), достигают микросекундного углового разрешения и проводятся в широком диапазоне от миллиметровых до метровых радиоволн. Десятки специализированных радиотелескопов круглосуточно работают в режиме РСДБ. Существует множество национальных (в США, Японии, Австралии, Китае, Канаде), международных (Европейская, Глобальная, Геодезическая, Низкочастотная) и наземно-космических (в прошлом – VSOP, а сейчас – «Радиоастрон») РСДБ-проектов, имеется несколько центров корреляционной обработки коллективного пользования (в США, Голландии, Канаде, Японии и Австралии).

Помимо чисто научных исследований, важной областью применения методов РСДБ является навигация дальних КА, обеспечивающая наивысшую точность траекторных определений [16].

Принцип работы радиоинтерферометра сводится к следующему.

Если взять две антенны, расположенные на расстоянии  $D$  (база) друг от друга, то сигнал от источника до одной из них будет приходить чуть раньше, чем до другой (рисунок 1-1). Излучение от радиоисточника приходит на радиотелескопы 1 и 2 с задержкой  $\tau$ , обусловленной разностью хода  $\Delta B$ . Вектор базы  $D$  имеет длину  $D = \Delta B / \cos\beta$ , а так как  $\Delta B = c \cdot \tau$ , где  $c$  - скорость распространения волны, то  $\tau = (D/c) \cdot \cos\beta$ , т.е. задержка  $\tau$  содержит информацию о длине  $D$ . Эта задержка измеряется корреляционным методом. Записи сигналов  $B(t)$  и  $B(t+\tau)$  на телескопах 1 и 2 сводятся в корреляторе, на выходе которого воспроизводится корреляционная функция  $K_{12}(\tau) = \langle B(t) \cdot B(t+\tau) \rangle$ , имеющая максимум при  $\tau=0$ . Сдвигая записи до появления максимума выходного сигнала, определяют задержку  $\tau$ , равную величине сдвига [17].

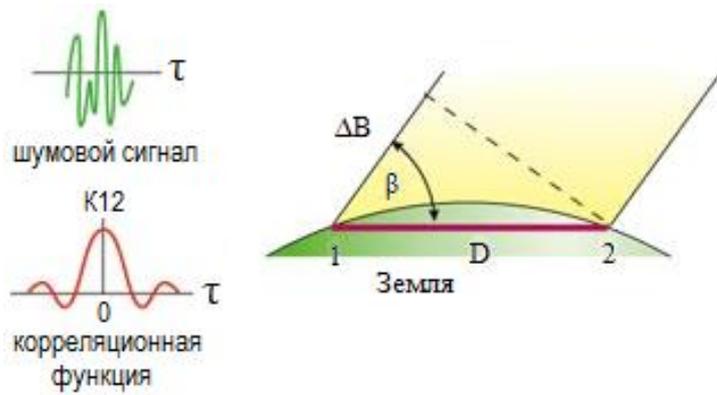


Рисунок 1-1. Схема измерений с помощью РСДБ

Сигнал от радиисточника с антенны поступает в приемную систему и передается в квантователь - преобразователь аналогового сигнала в цифровой. Обработанный сигнал вместе с метками времени, которые вырабатывают атомные часы, записывается на носитель информации. В центральном пункте управления записи сигналов от двух радиотелескопов коррелируются для определения временной задержки  $\tau$ .

Разностная временная задержка сигналов от космического аппарата и квазара служит информативной основой для определения относительного углового положения КА и квазара. Точные положения квазаров даются соответствующими каталогами, а параметры векторов базовых линий, составляющих апертуру интерферометра, считаются априорно известными.

В качестве радиисточников на космических аппаратах используется радиолокационные маяки, приёмопередающая радиоустановка навигационного назначения, работающая совместно с радиолокационной станцией (РЛС). Радиолокационный маяк включается под действием сигналов РЛС и излучает кодированные сигналы, по которым РЛС определяет направление на маяк и расстояние до него. Радиолокационные маяки применяются в радионавигации для определения положения объектов [10].

В настоящее время в ИКИ РАН ведется разработка радиомаяка, предназначенного для решения служебной задачи «Навигация» - высокоточное определение места посадки посадочных модулей «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1».

Задача комплекса - определение трех координат места посадки с точностью порядка 1 метра.

Однако использование радиомаяка на посадочных станциях «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1» позволит успешно определить только посадочные координаты местоположения данных станций. Поэтому для полноценных измерений потребуется совмещение измерений радиомаяков в режиме РСДБ и оптических лазерных маяков, установленных на посадочных станциях. Такая гибридная система будет подробно рассмотрена в параграфе §2.4.

### **Оптические методы**

Наиболее простыми позиционными наблюдениями являются оптические, выполняемые с помощью оптических инструментов и позволяющие определить небесные координаты КА с точностью до нескольких секунд и даже долей секунд дуги [18, 19]. Для определения направления на КА используется его изображение на фоне так называемых опорных звезд, координаты которых известны. Один измеряемый параметр определяет коническую поверхность положения космического аппарата. При этом вершина конуса совпадает с точкой наблюдения, а ось – с направлением «точка наблюдения – звезда», относительно которой определяется видимое положение КА. Два одновременных наблюдения, выполненных из различных точек, дают направление на КА, а три наблюдения – положение КА [2].

Основная особенность и вместе с тем основная трудность наблюдения ИСЗ связаны с их большими угловыми скоростями. Из-за этого возникает необходимость, кроме направления на объект, получать с очень высокой точностью и момент времени, соответствующий зафиксированному на снимке положению ИСЗ.

Угловое разрешение больших наземных телескопов (диаметр  $\sim 6$  м) имеет предел  $\sim 1''$ . Однако угловое разрешение наземных телескопов с адаптивной оптикой достигает  $0,3''$ , а точность угловых единичных измерений –  $0,01''$ .

Оптические наблюдения, помимо орбитальных параметров, позволяют по видимому блеску оценить размеры аппарата, а по зависимости блеска от времени и угла освещения Солнцем судить о его форме и способе ориентации.

Однако оптические наблюдения возможны лишь в том случае, когда КА освещен солнечными лучами, небо над станцией достаточно темное и погода благоприятствует наблюдениям. Эти условия значительно ограничивают возможность оптических наблюдений.

Установка оптического лазерного маяка на борт КА позволит решить эти проблемы.

### **Лазерная дальнометрия**

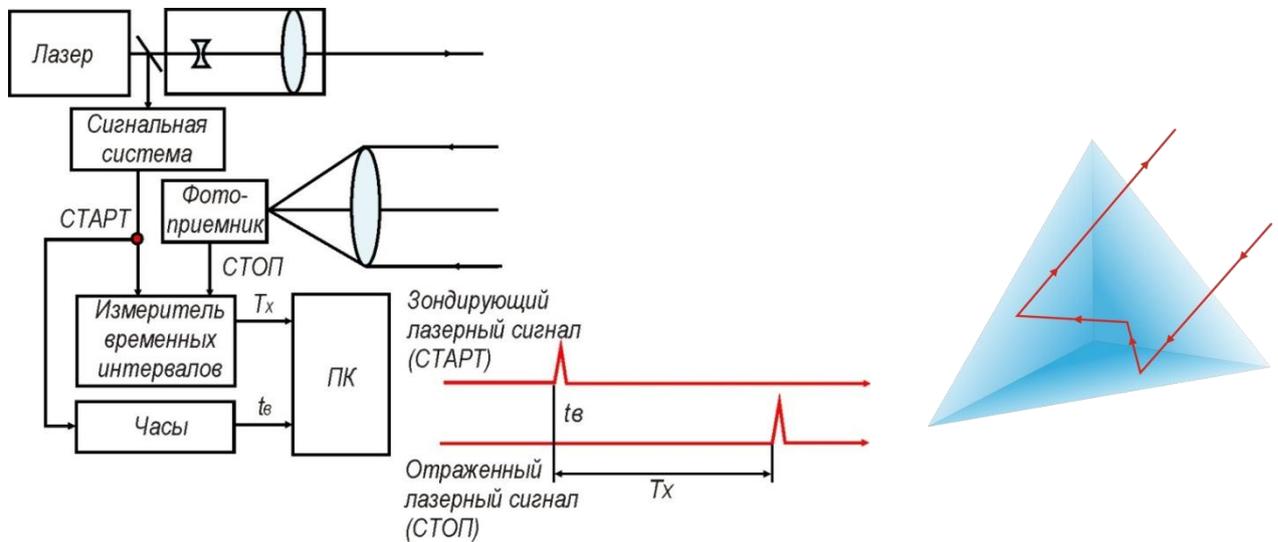
В последнее время для высокоточного определения положений космических аппаратов в околоземном пространстве широко используется лазерная дальнометрия космических аппаратов [20-22]. Способность электромагнитного излучения распространяться с постоянной скоростью дает возможность определять дальность до объекта. Так, при импульсном методе дальнометрирования используется следующее соотношение:

$L=ct/2$ , где  $L$  - расстояние до объекта;  $c$  - скорость распространения излучения;  $t$  - время прохождения импульса до цели и обратно.

Это соотношение показывает, что точность измерения дальности определяется точностью измерения времени прохождения лазерного импульса до объекта и обратно, т.е. чем короче импульс, тем точнее измерения.

В космической лазерной дальнометрии применяется импульсный метод с применением уголковых отражателей. Сущность этого метода состоит в том, что к объекту посылают зондирующий импульс, он же запускает временной счетчик в дальнометре. Когда отраженное от уголка излучение приходит к дальнометру, он останавливает работу счетчика. По временному интервалу (задержке отраженного импульса) определяется расстояние до объекта (рисунок 1-2(А)) [23].

Уникальным оптическим устройством, которое при высокоточном изготовлении изменяет направление падающего луча на противоположное с высокой точностью независимо от угла падения, является уголкового отражатель (УО) [24]. На рисунке 1-2(Б) показан ход луча в УО.



(А) – Структурная схема импульсного лазерного дальномера

(Б) - Ход луча в УО

Рисунок 1-2. Принцип лазерной дальнометрии

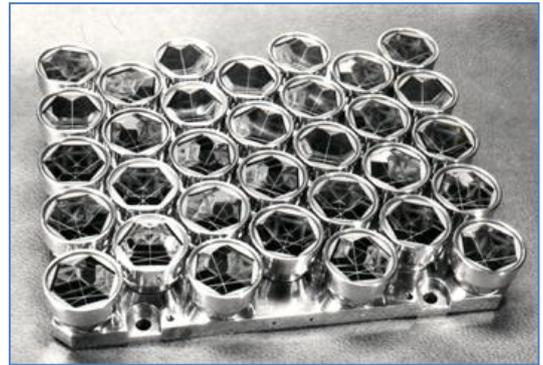
*Основные требования к изготовлению и использованию УО.* Во-первых, необходимо, чтобы углы между гранями были равны 90 градусов с погрешностью не более одной угловой секунды. В противном случае отраженный луч уже не параллелен падающему лучу. Другим условием является неподвижность УО. Если объект, на котором находится УО, движется, то возникает так называемое явление скоростной абберации, вследствие которой луч отклоняется на угол  $2u/c$ , где  $u$  – тангенциальная составляющая скорости движения объекта;  $c$  – скорость света.

Ретрорефлекторные системы на базе уголкового отражателей устанавливаются на геодезических и навигационных спутниках для отражения луча лазерного дальномера. Измерение времени в пути лазерного импульса позволяет с высокой точностью определить параметры орбиты спутника относительно наземного пункта [25]. На рисунке 1-3 показаны уголкового

отражатели, изготавливаемые в ОАО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», а также панель УО.



Уголковый отражатель



Панель УО

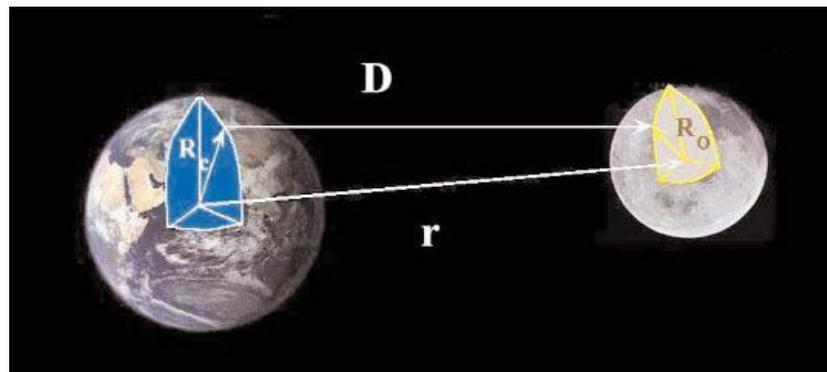
*Рисунок 1-3. Уголковые отражатели и панель УО, изготавливаемые в ОАО «НПК «СПП»*

Наиболее яркое применение данной технологии – это лазерная дальнометрия Луны, единственный лунный эксперимент, который продолжается уже более 40 лет. Такой продолжительный интерес к нему объясняется уникальностью характера результатов, получаемых на основе эксперимента [26]. Лазерная дальнометрия Луны – прецизионное измерение расстояния между двумя точками на поверхностях Земли и Луны посредством лазерной дальнометрии с использованием уголковых отражателей, находящихся на поверхности Луны. Научное значение таких экспериментов состоит в уточнении гравитационной постоянной и проверке теории относительности; уточнении ряда параметров движения динамической системы Земля-Луна; получении новых данных о физических свойствах и внутреннем строении Земли и Луны, и т. п.

В 1969 г. астронавты КА «Аполлон-11» установили на Луне первый уголковый отражатель. Отражатель «Аполлона-15» - наиболее крупный, он представляет собой панель из трехсот призм; два других отражателя «Аполлонов» имели по 100 призм, термоизоляция представляла собой тяжёлую коробку из сплава алюминия. Советские луноходы «Луноход-1» и «Луноход-2» также были оснащены уголковыми отражателями. Уголковый отражатель лунохода представлял собой систему из 14 стеклянных четырехгранных пирамид (каждая представляла собой «отрезанный» плоскостью угол куба со стороной 9 см),

размещенных в одной термоизолированной коробке так, что наклонные их грани открыты для поступления лазерного луча [27].

Принципом дальнометрии Луны является измерение временной задержки между испусканием лазерного сигнала и приемом отраженного. Этот интервал соответствует времени распространения света от лазера на станции до уголкового отражателя на Луне и обратно от него до принимающего сигнал телескопа, т.е. прохождению двойного расстояния от станции до отражателя ( $D$ ). Ясно, что фактическая временная задержка зависит от места станции на поверхности Земли ( $R_C$ ), от расположения отражателя на лунной поверхности ( $R_O$ ) и положения Луны на геоцентрической орбите ( $r$ ) в моменты посылки, отражения и приема сигнала (рисунок 1-4) [28].



*Рисунок 1-4. Геометрическая схема проведения дальнометрических измерений лунных уголкового отражателей.*

Суть обработки наблюдений лазерной дальнометрии заключается в вычислении невязок ( $O-C$ ) - разностей между наблюдаемой временной задержкой светового импульса  $O$  и теоретической задержкой  $C$ , найденной на основе теории движения Луны. Получаемые отклонения экспериментальных значений от расчетных ( $O-C$ ) говорят о степени совершенства теории. Анализ этих отклонений, например с помощью решения уравнений методом наименьших квадратов, позволяет определить ошибки теории.

Техника лазерной дальнометрии космических объектов позволяет с высокой точностью определять расстояние между станцией наблюдения на Земле и уголкового отражателем. Используемые лазеры на основе неодима имеют

излучаемую энергию – 120 мДж и импульс – 200 пс. Более короткий импульс дает улучшение точности локационных данных, которая обратно пропорциональна длительности лазерного импульса.

С 1970-х годов точность измерения расстояния увеличилась с нескольких десятков (порядка 40) до нескольких (порядка 2-3) сантиметров. Точность измерения времени в настоящем - порядка 30 пикосекунд (что и соответствует примерно двум сантиметрам точности измерения расстояния) [29]. Новая станция Apache Point может достигнуть точности порядка миллиметров. В России строится новая Алтайская станция, которая позволит успешно реализовать новые лазерные дальномерные измерения Луны. В планах NASA - реализация программы исследования Луны с помощью отдельных автономных установленных на лунной поверхности уголкового отражателей из одного зеркального отражателя.

Для определения энергетических параметров измерения данной схемы (энергетика лазерного излучения и фоточувствительность приемной системы) была проведена оценка чувствительности лазерной дальнометрии Земля-Луна-Земля с использованием уголкового отражателя JPL и лазерной станции Apache Point, Нью-Мексико, США.

Телескоп станции Apache Point диаметром 3,5 м может достигнуть точности измерения расстояния между Землей и Луной на миллиметровом уровне.

Значительное расстояние до уголкового отражателя приводит к большим потерям энергии при передаче излучения к нему и обратно. Излучение лазера испытывает поглощение в атмосфере [30-32], которое приводит к потерям, достигающим одного порядка. Существуют также потери в приемной системе.

В лазерной дальнометрии находит применение метод счета фотонов. Проведем оценочный расчет системы из уголкового отражателя JPL (рисунок 1-5) и лазерной станции Arach Point.

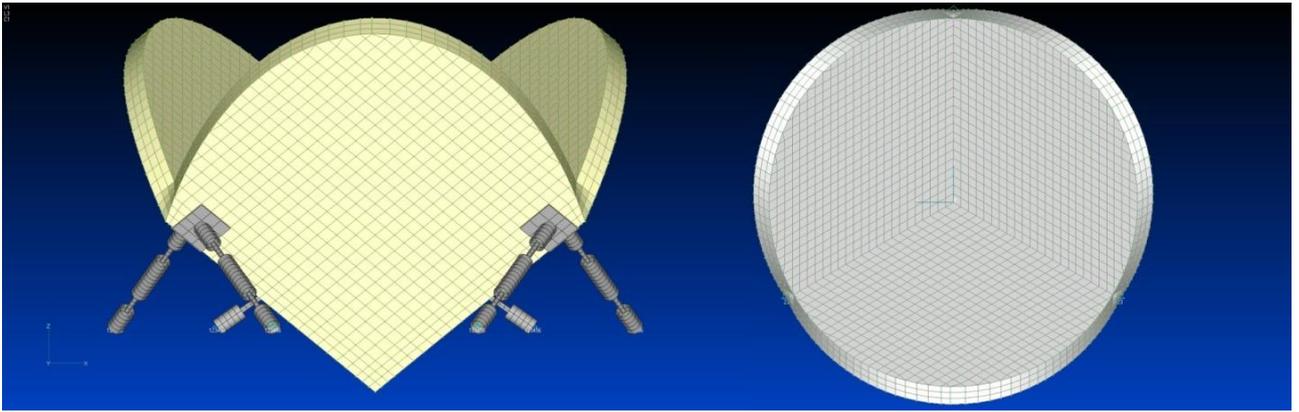


Рисунок 1-5. Угловой отражатель ( $\varnothing 0,17$  м) американской компании JPL

Диаметр углового отражателя  $d_{yo}=0,17$  м; диаметр телескопа  $D_T=3,5$  м. Лазер: энергия импульса  $P_0=150$  мДж, длина волны  $\lambda=555$  нм. Расстояние Земля-Луна  $H=3,85 \cdot 10^8$  м.

Энергия одного фотона:

$$P_\phi = \frac{h \cdot c}{\lambda} = 3,58 \cdot 10^{-19} \text{ Дж}, \quad (1.1)$$

где  $h$  - постоянная Планка ( $6,6262 \cdot 10^{-34}$  Дж·с);

$c$  - скорость света в вакууме ( $2,998 \cdot 10^8$  м/с).

Начальное количество фотонов:

$$N_n = \frac{P_0}{P_\phi} = \frac{150 \cdot 10^{-3} \text{ Дж}}{3,58 \cdot 10^{-19} \text{ Дж}} = 4,2 \cdot 10^{17} \text{ фотонов}. \quad (1.2)$$

Вернувшиеся фотоны обратно на детектор (конечное количество фотонов):

$$N_k = N_n \cdot K \cdot \left( \frac{d_{yo}}{\phi \cdot H} \right)^2 \cdot \left( \frac{D_T}{\phi \cdot H} \right)^2 = 4,2 \cdot 10^{17} \cdot 1,2 \cdot 10^{-2} \left( \frac{0,17}{4,85 \cdot 10^{-6} \cdot 3,85 \cdot 10^8} \right)^2 \times \\ \times \left( \frac{3,5}{4,85 \cdot 10^{-5} \cdot 3,85 \cdot 10^8} \right)^2 = 1,5 \text{ фотона}, \quad (1.3)$$

где  $K = \eta_a^2 \cdot \eta_m \cdot Q = 1,2 \cdot 10^{-2}$  - коэффициент потерь;

$\eta_a = 0,4$  - коэффициент пропускания атмосферы;

$\eta_m = 0,25$  - коэффициент пропускания приемника;

$Q = 0,3$  - квантовая эффективность датчика.

$\varphi = 1'' = (4,85 \cdot 10^{-6} \text{ рад})$  - расходимость луча в сторону Луны;

$\Phi = 10'' = (4,85 \cdot 10^{-5} \text{ рад})$  - расходимость отраженного луча от УО.

На рисунках 1-6 и 1-7 изображены диаграмма зависимости вернувшихся фотонов от диаметра уголкового отражателя и диаграмма зависимости площади уголкового отражателя от отклонения оси.

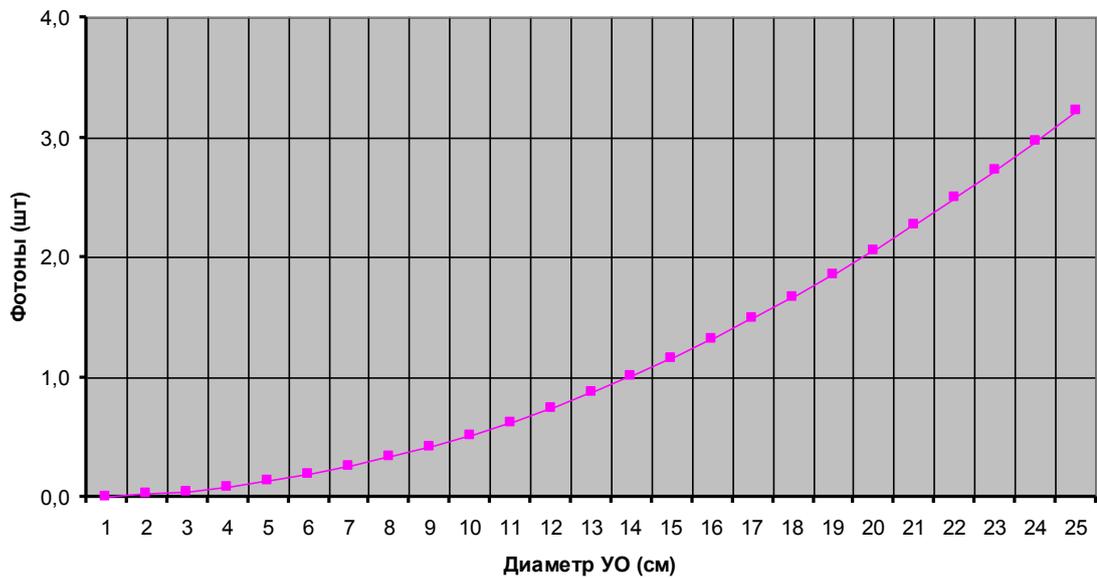


Рисунок 1-6. Зависимость количества вернувшихся фотонов от диаметра уголкового отражателя

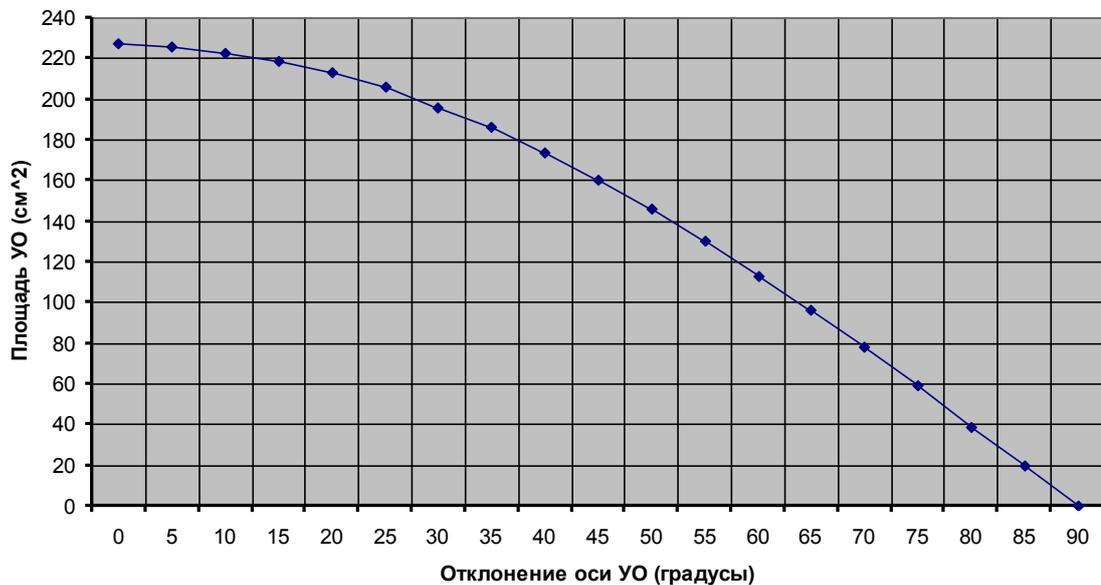


Рисунок 1-7. Зависимость площади уголкового отражателя от отклонения оси

Согласно расчетным данным на детектор возвращается 1,5 фотона, что показывает весьма сложный характер таких измерений. Для более уверенного приема сигнала необходимо:

- увеличить площадь уголкового отражателя;
- усилить мощность сигнала;
- обеспечить условия работы приемной системы с минимальными потерями.

Хотя такие рекомендации слишком очевидны, но решение этих проблем позволит перевести лазерную дальнометрию из эпизодических измерений в систематические исследования Луны.

Данные оценки показывают необходимость установки рядом с уголкового отражателем оптического маяка, обеспечивающего точное наведение наземной оптической станции. Точное знание направления на лоцируемый объект позволяет использовать зондирующий лазерный луч предельно малых угловых размеров, за счет чего возрастет мощность отраженного уголкового отражателем светового импульса. Такая система будет подробно рассмотрена в параграфе §3.5.

Таким образом, несмотря на высокую эффективность рассмотренных в данном параграфе радиотехнических и оптических систем наблюдения применение оптических маяков позволит увеличить точность измерения и повысить надежность определения координат лунных и околоземных КА.

## **1.2 Анализ области применения оптических маяков для космических аппаратов**

Использование искусственных источников света позволит улучшить применение оптических средств наблюдения космических аппаратов.

К настоящему времени накоплен большой материал экспериментального характера, связанный с процессами обнаружения и восприятия световых сигналов непрерывного и импульсного действия. Поэтому оптическое наблюдение КА

является одним из основных методов наблюдения КА и измерения их характеристик [33].

Еще в 60-е годы XX века, когда только отрабатывались методы космической геодезии и еще не были разработаны методы высокоточной лазерной локации КА, возникла потребность в бортовых импульсных источниках света. Они решали сразу две задачи: за время короткой (менее миллисекунды) вспышки КА не успевал переместиться более чем на несколько метров по своей орбите, и это позволяло связать позиционные наблюдения вспышек с наземных пунктов наблюдений, оснащенных высокоточными астрономическими фотоустановками, с пространственным положением КА на орбите с высокой по тем временам точностью. Помимо этого, мощный источник света позволял проводить уверенную регистрацию вспышек на фотоматериалах, которые обладали очень сильным эффектом отклонения от «закона взаимозаменяемости» (то есть на длинных и на коротких экспозициях чувствительность фотоматериалов падала на два-три порядка по сравнению с обычными для любительской фотографии экспозициями).

Современные оптические средства наблюдений за объектами в околоземном космическом пространстве (ОКП) используют в качестве приемников оптического излучения приборы с зарядовой связью (ПЗС-матрицы), которые имеют чрезвычайно высокую чувствительность и линейное разрешение в несколько раз более высокое, чем имели лучшие «астрономические» фотоэмульсии.

Системой импульсной световой сигнализации с мощной лампой-вспышкой, которая позволяла проводить космические геодезические измерения, были оснащены космические аппараты типа «Сфера» и «Муссон». В систему импульсной световой сигнализации входила хорошо теперь известная, а тогда еще редкая ксеноновая лампа. Импульсная лампа обеспечивала заметность КА на фоне звездного неба и позволяла определять положение космического аппарата относительно звезд с погрешностью 3-6 угловых секунд.

Современные полупроводниковые излучатели света обладают высоким КПД (до 80%) в отличие от ранее применяемых газоразрядных ксеноновых ламп, и маяк может работать от небольших солнечных батарей. Например, для обеспечения работы маяка с мощностью излучения 1 Вт достаточно использовать солнечную батарею с площадью рабочих элементов  $70 \text{ см}^2$  (7x10 см). Свет такого оптического маяка будет виден в телескопы систем контроля космического пространства с расстояния 2000 км как звезда 12 зв. величины.

### **Сравнительный анализ газоразрядных и полупроводниковых источников излучения**

Проведем сравнительный анализ газоразрядных и полупроводниковых источников излучения для применения их в оптических космических маяках.

Газоразрядные источники света, приборы, в которых электрическая энергия преобразуется в оптическое излучение при прохождении электрического тока через газы или пары металлов. Газоразрядные источники света делятся на две группы: низкого и высокого давления. Спектральный состав возникающего при разряде излучения определяется составом газа, в котором происходит разряд. Яркость свечения зависит не только от состава газа, но и от его давления и от величины тока разряда. К газам, заполняющим газоразрядные источники света, относятся: пары ртути, пары натрия, ксенон, неон, аргон, криптон и др. Самой высокой световой отдачей среди всех известных газоразрядных ламп (до 100 лм/Вт) являются натриевые лампы высокого давления [34-36].

Недостатки газоразрядных источников света общеизвестны: большие размеры; необходимость пускорегулирующей аппаратуры; долгий выход на рабочий режим; высокая чувствительность к сбоям в питании и скачкам напряжения; невозможность работы на любом роде тока; невозможность изготовления ламп на самое разное напряжение (от долей вольта до сотен вольт); наличие мерцания при работе на переменном токе промышленной частоты; прерывистый спектр излучения.

Альтернативой им являются полупроводниковые приборы.

Полупроводниковые приборы излучают свет при пропускании через него электрического тока. К ним относятся следующие миниатюрные источники оптического излучения [37-44]:

- светодиоды, имеющие широкий спектр излучения (от 0,24 до 10 мкм) и высокую мощность излучения (до десятков ватт), высокий КПД (до 60%), большие сроки службы и широкую полосу излучения (30-50 нм);
- лазерные диоды на основе AlGaAs, которые обладают высокой мощностью (десятки ватт) в узком спектральном диапазоне, что в системе со световодами [45] делает их универсальным инструментом;
- DPSS лазеры (Diod Pumped Solid State lasers), прогресс в развитии которых в последние 5 лет позволил создать миниатюрные источники монохроматического излучения.

На рисунке 1-8 изображены спектры излучения светодиодов, лазерных диодов и DPSS лазеров.

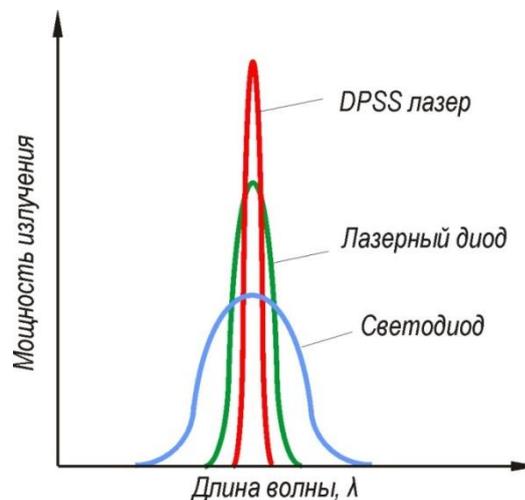


Рисунок 1-8. Спектр излучения светодиодов, лазерных диодов и DPSS лазеров

По сравнению с газоразрядными источниками света, полупроводниковые источники имеют следующие отличия:

- высокая световая отдача; современные светодиоды сравнялись по этому параметру с натриевыми газоразрядными лампами и металлогалогенными лампами, достигнув 200 люмен на ватт;

- высокая механическая прочность, вибростойкость;
- долгий срок службы - до 100000 часов или 11 лет непрерывной работы;
- малая инерционность - включаются за 100 нс на полную яркость;
- количество циклов включения-выключения не оказывают существенного влияния на срок службы (в отличие от газоразрядных ламп);
- различный угол излучения - от 1 до 180 градусов;
- работа при низком напряжении (1,5 – 15 В);
- нечувствительность к низким и очень низким температурам, однако, высокие температуры противопоказаны;
- в отличие от газоразрядных источников света более радиационные устройства.

В таблице 1-1 приведены сравнительные характеристики газоразрядных и полупроводниковых источников света.

*Таблица 1-1. Сравнительные характеристики газоразрядных и полупроводниковых источников света*

<b>Источники света</b>	<b>Светоотдача, лм/Вт</b>	<b>Срок службы, тыс. часов</b>	<b>КПД, %</b>	<b>Инерционность</b>	<b>Удельные характеристики, Вт/кг м<sup>3</sup></b>	<b>Габариты оптической системы</b>
Ртутные лампы	40	10	8	> 1 мин	50 ÷ 100 высокое напряжение	Большие
Натриевые лампы	100	10	25	> 1 мин	50 ÷ 100 высокое напряжение	Большие
Металло-галогенные лампы	70	5	10	> 1 мин	100 ÷ 1000 высокое напряжение	Большие
Ксеноновые лампы	50	0,5	5	> 1 с	100 ÷ 1000 высокое напряжение	Большие
Светодиоды, лазерные диоды, DPSS лазеры	> 200	100	> 80	100 нс	10 <sup>3</sup> ÷ 10 <sup>4</sup> низкое напряжение	Маленькие и управляемые

Таким образом, современные полупроводниковые источники излучения с их высокой эффективностью, работающие в широком спектральном диапазоне, с высокой монохроматичностью, большим сроком службы, излучающие в широком диапазоне мощностей, работающие при низком напряжении, имеющие малогабаритные размеры и маленькую массу позволяют проектировать системы оптических маяков на основе таких приборов для навигации КА.

### Области применения оптических маяков на основе лазерных диодов для КА

Анализ возможности использования оптических маяков на основе лазерных диодов для КА показывает следующие области их применения (рисунок 1-9) [46].



Рисунок 1-9. Области применения оптических маяков на основе лазерных диодов для КА

В настоящее время эти источники уже применяются в космосе, чем и подтверждается их работоспособность в космическом пространстве. Так, система лазерных реперных устройств, установленных на торце служебного модуля «Звезда» МКС, предназначена для лазерно-оптической системы управления сближением и стыковкой с КА. Реперные устройства задают координатную систему стыковочного узла, размещаясь на корпусе МКС в определенных точках. Два маяка по краям разнесены между собой на базовое расстояние 2 метра, а маяк

в центре смещен назад на 0,4 метра для обеспечения пространственной ориентации при сближении. Три излучающие апертуры с конической диаграммой направленности, равной 30 градусам и длиной волны 0,81 мкм позволяют определить все параметры взаимного положения и относительного движения пассивного КА на расстоянии до 200 м. Максимальная дальность обнаружения пассивного КА составляет 7,5 км [47-50].

В 2009 году в связи с разработкой лазерных локационных систем для перспективных КА возникла необходимость проверки работоспособности лазерной аппаратуры, продолжительное время подвергавшейся внешним воздействующим факторам космического пространства. Для этих целей была проведена проверка работоспособности лазерных маяков с дистанционным контролем излучения с помощью телекамеры стыковки КА «Прогресс» в зоне терминатора и на ночной стороне орбиты [51]. В результате работоспособность лазерных маяков была подтверждена.

Аналогичные лазерные локационные системы также применяются в системах беспроводной передачи энергии между КА для точного наведения лазерного канала на приемник излучения КА-потребителя и в системах межбортовой передачи информации на основе лазерной связи [52, 53].

На сегодняшний день применение этих источников на этом ограничивается, тогда как возможности их намного шире. В данной работе рассмотрены более широкие возможности применения оптических лазерных маяков для КА.

В первую очередь это оптические лазерные маяки, установленные на посадочных планетных станциях, таких как «Луна-Глоб»/ «Луна-Ресурс-1» Установка этих маяков позволит локализовать местоположение посадочных станций с высокой точностью с помощью оптических телевизионных средств космических аппаратов и наземных станций наблюдения. Научное значение оптических маяков будет заключаться в фиксации на них системы планетоцентрических координат, жестко определенной на поверхности планеты. В дальнейшем оптические лазерные маяки будут использованы как элементы

управления посадкой в выбранной точке поверхности для последующих лунных экспедиций.

Оптические измерения способны обеспечить точность более высокую, чем при использовании радиодиапазона. Установка автономных оптических лазерных маяков на борту околоземных КА позволит позиционировать КА на орбите с использованием пассивных наземных оптических средств контроля как работающих, так и утративших работоспособность КА независимо от их размеров и типа орбиты. Система оптического контроля при установке интерференционных фильтров на наземные телескопы позволит: вести наблюдения КА с бортовыми оптическими лазерными маяками даже в дневное время (при высокой яркости фоновой подсветки), а при использовании кодировки световых импульсов оптического маяка: определять угловые координаты КА; определять состояние КА (идентифицировать аварийные варианты); контролировать такие фрагменты космических систем с установленными на них маяками, как космический мусор.

В качестве третьей задачи интерес представляет использование наземных автономных оптических лазерных маяков в системе измерения геодезических координат прецизионной точности. При использовании космического оптического интерферометра ОЗИРИС [54] может быть достигнута миллиметровая точность определения местоположения маяков.

### **1.3 Выбор источников излучения для оптических маяков на борту КА**

Одной из ключевых проектных задач создания оптических маяков для КА является выбор источника излучения. Для решения этой задачи был разработан алгоритм выбора проектных параметров источника излучения для оптического маяка на борту КА (рисунок 1-10), который заключается в следующем:

1. Маяк должен уверенно регистрироваться приемной оптической системой:
  - определение необходимой мощности излучателя (выбор мощности излучателя обуславливается чувствительностью приемной наземной

оптической системы, расстоянием до КА, углом излучения источника света и ,конечно, временем экспозиции);

- выбор полупроводникового источника света, позволяющего создавать малорасходящиеся пучки света, что необходимо для передачи этого излучения на большие расстояния;
- определение необходимого спектра излучения полупроводниковым источником света (допускается широкий выбор спектра излучения полупроводниковым источником света для системы космос-космос, в случае системы КА-Земля выбор спектра излучения обуславливается свойствами атмосферы);
- временная инерционность маяка не должна превышать частотную характеристику приемной аппаратуры, что необходимо для кодировки сигнала.

2. Маяк должен обеспечивать эксплуатацию в условиях космического полета: миниатюрные массогабаритные параметры, долгий срок службы, радиационная стойкость, способность работать от низкого напряжения, вибростойкость, высокая эффективность.

Проектные требования, предъявляемые к источнику излучения для оптического маяка на борту КА, представлены на рисунке 1-11.

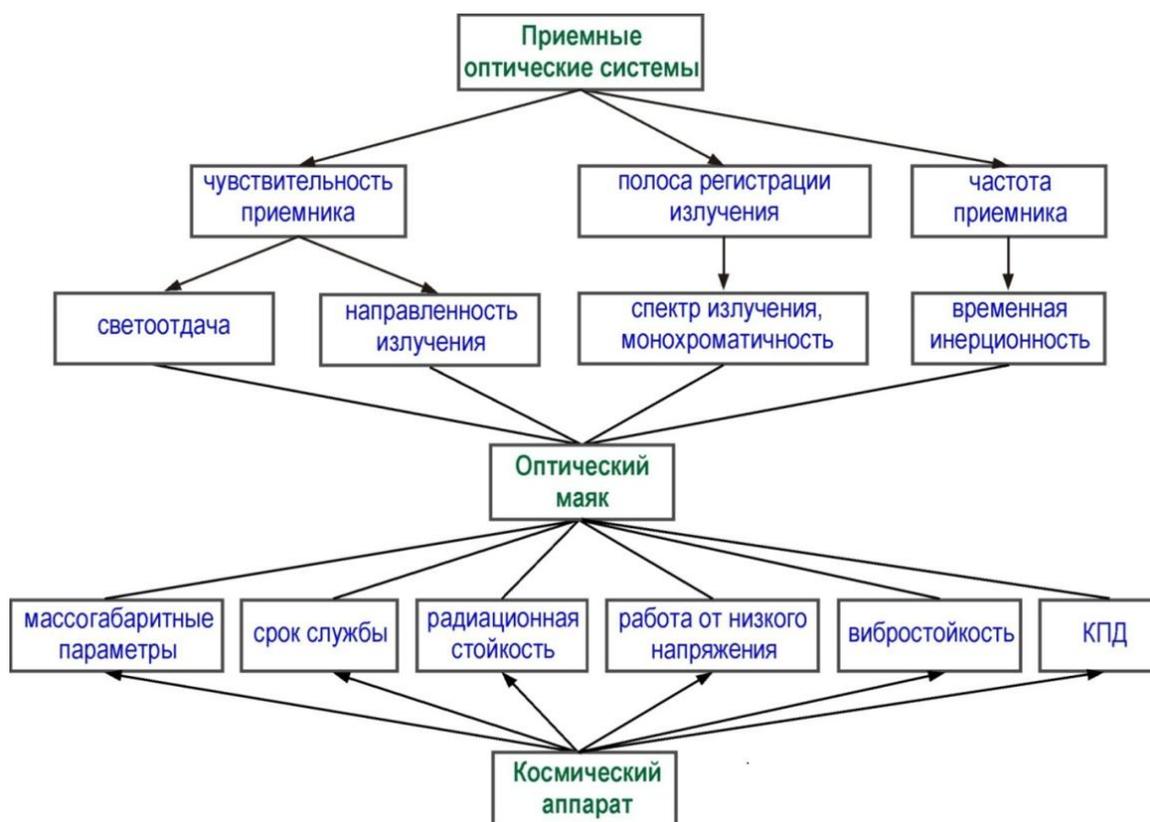


Рисунок 1-10. Алгоритм выбора проектных параметров источника излучения для оптического маяка на борту КА

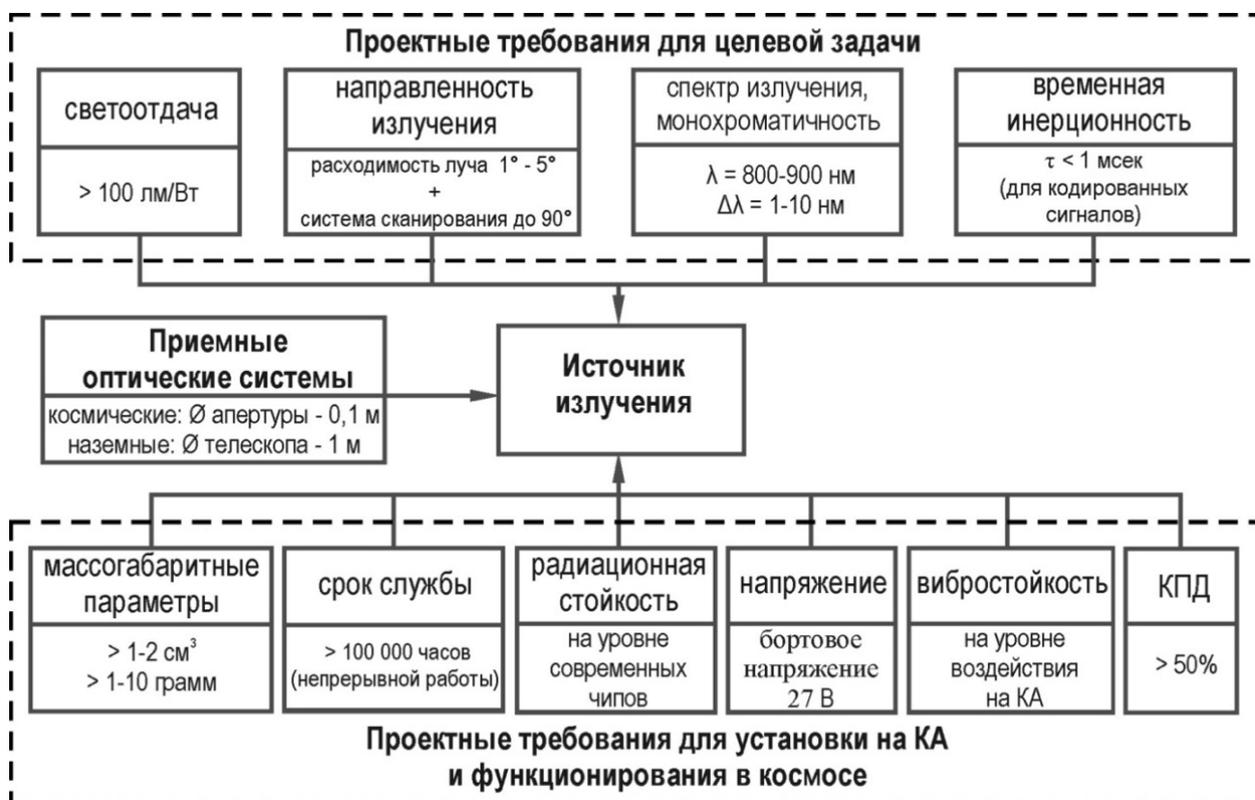


Рисунок 1-11. Проектные требования к источнику излучения для оптического маяка на борту КА

Прежде всего определимся с выбором типа прибора с точки зрения эффективности, уровня мощности, оптико-геометрических характеристик, простоты конструкции. Таким требованиям отвечают два типа приборов – светодиоды и лазерные диоды, их характеристики приведены в таблице 1-2.

*Таблица 1-2. Сравнительные характеристики светодиодов и лазерных диодов*

<b>Параметр</b>	<b>Светодиоды</b>	<b>Лазерные диоды</b>
Возможная длина волны	0,4-1,5 мкм	0,63-1,5 мкм
Ширина спектра	30-50 нм	1-2 нм
Средний угол расхождения	20-50°	~1-30°
Поляризация	полностью деполяризован	поляризован
Монохромность излучения	немонохроматичное	монохроматичное
Когерентность излучения	некогерентное	когерентное
Возможность сфокусировать в параллельный нерасходящийся пучок	нет	есть
КПД	>60%	>80%

Имеется два основных отличия лазерного диода от светодиода. Первое: лазерный диод имеет встроенный оптический резонатор, второе: лазерный диод работает при значительно больших значениях токов накачки, что позволяет при повышении некоторого порогового значения получить режим индуцированного излучения. Именно такое излучение характеризуется высокой когерентностью, благодаря чему лазерные диоды имеют значительно меньшую ширину спектра излучения - 1-2 нм против 30-50 нм у светодиодов.

Зависимость мощности излучения от тока накачки описывается ватт-амперной характеристикой лазерного диода (рисунок 1-12) [55].

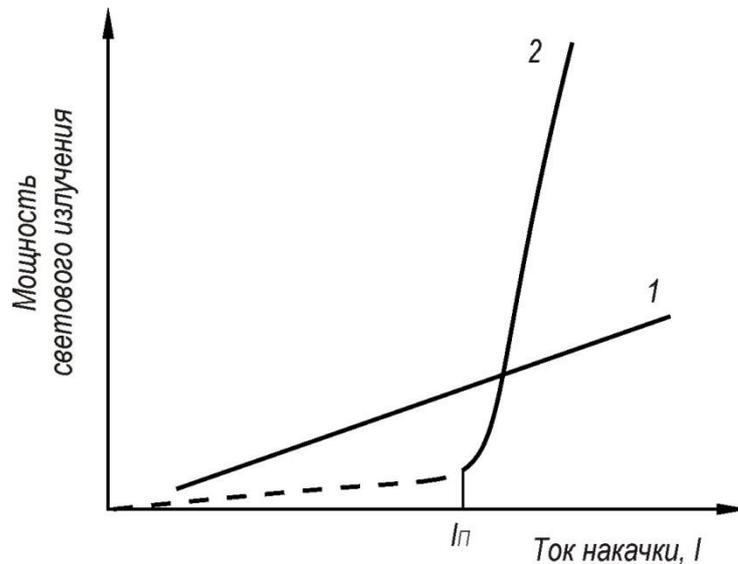


Рисунок 1-12. Ватт-амперные характеристики: 1 – светодиода; 2 – лазерного диода [55]

С учетом представленных выше характеристик для оптических маяков в качестве источника излучения более предпочтительно выбрать лазерный диод.

Длина волны в большинстве реализованных лазерных диодов варьируется в пределах 720 – 950 нм. Это ближний инфракрасный спектр. Существующие технологии производства полупроводниковых лазеров были созданы из расчета компромисса между принципиально доступными длинами волн излучателей и приемлемыми диапазонами пропускания световодов. Поэтому выбор в длинах волн ограничен возможностями излучателей и приемников (фотодиодов).

Существует много данных о влиянии атмосферных и погодных явлений на ИК оптические системы этих диапазонов [30-32, 56]. Например, прозрачность атмосферы для дистанции 300 метров, зафиксированная при хороших погодных условиях на уровне моря в южных широтах, приведена на рисунке 1-13.

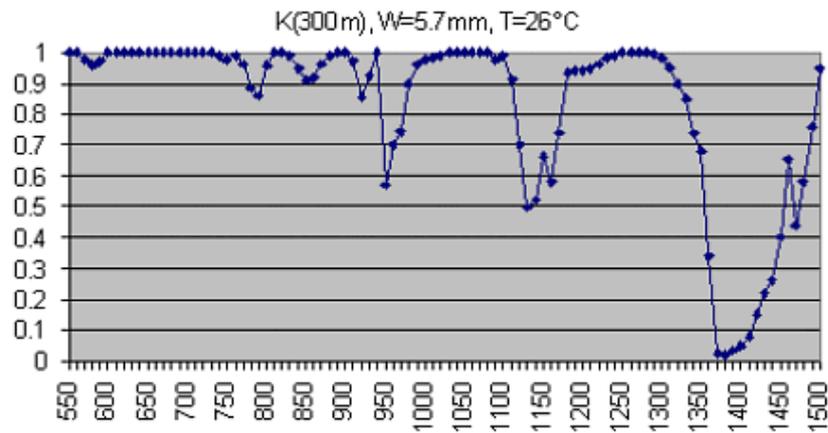


Рисунок 1-13. График пропускания атмосферы приведен с разрешением  $100 \text{ см}^{-1}$  [56]

На графике отчетливо видно сильное затухание сигнала в атмосфере для длин волн около 1400 нм.

Остановимся на двух принципиальных аспектах выбора диапазона работы системы и влияния атмосферы.

Затухание оптического лазерного сигнала включает в себя аэрозольное затухание, т.е. на мельчайших капельках влаги, находящейся в воздухе, и резонансное поглощение на молекулах различных газов, входящих в состав атмосферы ( $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CH}_4$ ,  $\text{N}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}$  и др.), и рассеивание вследствие флуктуаций плотности. На резонансное поглощение особенно сильное влияние оказывают параметры спектра лазерного излучения, такие, как ширина, структура и количество мод излучения и т.д. Расчеты резонансного поглощения производятся с учетом огромной базы данных по спектральным характеристикам атмосферы.

Знание всех этих нюансов дает возможность не только выбрать правильный диапазон при определении типа лазерного диода, но и правильно спроектировать всю наземно-космическую систему, а также правильно предсказать поведение систем при различных погодных условиях.

Затухание лазерного сигнала при различных погодных явлениях также достаточно точно моделируется. Например, туманы и дожди легко формализуются расширенной моделью аэрозольного поглощения. На самом деле, такая преграда, как дождь не представляет серьезной угрозы для лазерного

излучения ближнего ИК-диапазона. Даже уровни осадков до 75 мм/час (почти тропический ливень), практически плохо преодолеваемые радиорелейными системами в диапазонах 18-54 ГГц, незначительно влияет на прохождение ИК излучения.

При правильном выборе компонентов возможности развития систем с применением лазерных диодов обладают высоким потенциалом. Время наработки на отказ для лазерных диодов мощностью 1000 мВт и выше уже достигло уровня 100 000 часов.

С учетом вышеизложенного наиболее приемлемым источником излучения является лазерный диод, излучающий в области 800-900 нм.

Выбор такого спектрального диапазона излучения лазерного диода для разрабатываемого в данной работе оптического лазерного маяка подтверждается тем, что данный диапазон используется в лазерной космической связи в качестве оптического маяка для наблюдения, а также в системах оптической атмосферной связи.

#### **1.4 Выводы к главе**

1. Рассмотрены методы, используемые для определения координат космических аппаратов и посадочных станций.

2. Проведен анализ возможности применения полупроводниковых источников света на основе лазерных диодов для КА. Предложены использование оптических лазерных маяков для определения местоположения посадочных станций с помощью бортовой телекамеры орбитального аппарата, а также локализация и идентификация околоземных космических аппаратов с применением автономных оптических лазерных маяков.

3. Проведен анализ полупроводниковых источников излучения для оптических маяков на борту КА, показавший, что наиболее приемлемым является лазерный диод, излучающий в области 800-900 нм.

## **2. СХЕМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПОСАДОЧНЫХ СТАНЦИЙ С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОЙ ТЕЛЕКАМЕРЫ ОРБИТАЛЬНОГО АППАРАТА И ОПТИЧЕСКИХ ЛАЗЕРНЫХ МАЯКОВ**

### **2.1 Оптические лазерные маяки для локализации лунной посадочной станции с помощью оптических средств орбитального аппарата**

Район посадки посадочных станций «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1», определенный по баллистическим расчетам, может быть задан с точностью в несколько километров. После спуска лунная посадочная станция в силу малости своих геометрических размеров не может быть обнаружена сразу бортовыми телекамерами орбитального аппарата (ОА), и ее положение не может быть уточнено без привлечения дополнительных средств. На посадочных станциях «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1» в качестве такого дополнительного средства навигации устанавливается оптический маяк на основе лазерных диодов, который будет обнаружен бортовой телекамерой ОА по признаку существенного превышения светового потока над уровнем фоновой засветки. Расположение оптического лазерного маяка относительно деталей окружающей поверхности будет зафиксировано с точностью, соответствующей пространственному разрешению бортовой телекамеры, хотя собственный размер светящегося тела источника света маяка составляет не более 2x2 мм.

### **Расчетные характеристики оптического лазерного маяка для регистрации его излучения бортовой телекамерой ОА**

Схема расчета характеристик оптического лазерного маяка в зависимости от высоты орбиты и параметров телевизионной аппаратуры ОА показана на примере использования ТВ МСУ-205 для регистрации маяка с высоты 200 км.

Орбитальный аппарат с ТВ-камерой движется по орбите Луны. ТВ-камера ОА - многозональное съемочное устройство МСУ-205 - является сканирующим прибором, в котором изображение сканируется ПЗС-линейкой из 8080 элементов с частотой 350 Гц. Продолжительность накопления  $\tau = 0,003$  сек. Угловое поле

зрения  $25^{\circ}22' \pm 5'$ . Четыре ПЗС-линейки проводят регистрацию в полосах шириной около  $1000\text{Å}$  (0,410-0,505 мкм; 0,506-0,576 мкм; 0,598-0,690 мкм; 0,760-0,890 мкм). Угловое разрешение регистратора составляет 5,2 угл. сек, что соответствует 5 м на лунной поверхности с высоты орбитального полета 200 км. МСУ-205 обеспечивает при проведении съемок с орбиты высотой 200 км получение многозональных снимков с пространственным разрешением  $\sim 6$  м в полосе более 40 км.

Когда в поле зрения этой ТВ-камеры ОА попадает посадочная станция «Луна-Глоб»/ «Луна-Ресурс-1», излучение от оптического лазерного маяка должно быть направлено на ОА. В этом случае камера орбитального аппарата зафиксирует существенное превышение светового потока над уровнем фона и таким образом, определит местоположение оптического лазерного маяка.

Для обеспечения гарантированной видимости оптических лазерных маяков ТВ-камерой ОА световой поток от них должен перекрывать полностью или частично поверхность небосвода Луны на высоте 200 км в виде круга диаметром порядка 40 км, т.е. свет от оптического лазерного маяка должен иметь расходимость, равную  $\sim 25^{\circ}$ .

Оптический лазерный маяк должен иметь два режима работы: в условиях лунного дня и в условиях лунной ночи.

### ***Лунная ночь***

Считаем, что освещенность подстилающей поверхности – 0 лк.

Изображения оптического лазерного маяка в камере – однопиксельное. Свет в пиксель собирается апертурой площадью

$$S_{\kappa} = 10^{-3} \text{ м}^2.$$

Для регистрации излучения оптического лазерного маяка необходимо собрать за время экспозиции 60 фотонов, т.е. требуется поток фотонов:

$$F_{\phi} = 60 / 0,003 = 2 \cdot 10^4 \text{ фот} / \text{с}.$$

Предположим, излучение оптического лазерного маяка имеет длину волны  $\lambda=850$  нм. Энергия такого фотона:

$$P = \frac{h \cdot c}{\lambda} = 2,34 \cdot 10^{-19} \text{ Дж},$$

где  $h$  – постоянная Планка ( $6,6262 \cdot 10^{-34}$  Дж·с);  
 $c$  – скорость света в вакууме ( $2,998 \cdot 10^8$  м/с).

Тогда поток излучения, попадающий на апертуру камеры, должен составить:

$$F = F_{\phi} \cdot P = 2 \cdot 10^4 \cdot 2,34 \cdot 10^{-19} \text{ Дж/с} = 4,68 \cdot 10^{-15} \text{ Вт},$$

а требуемая для регистрации оптического лазерного маяка облученность на входе в камеру:

$$E = \frac{F}{S_{\kappa}} = \frac{4,68 \cdot 10^{-15}}{10^{-3}} = 4,68 \cdot 10^{-12} \text{ Вт/м}^2,$$

и, следовательно, минимальное значение силы излучения оптического лазерного маяка в пределах угла обзора камеры (максимальное время взаимодействия оптического лазерного маяка с камерой обеспечивается при излучении его с уровнем, соответствующим регистрируемой силе излучения в пределах угла, не меньшего, чем угол обзора камеры) составит:

$$I = \frac{F}{\Omega_{\kappa}} = \frac{F \cdot R^2}{S_{\kappa}} = E \cdot R^2 = 4,68 \cdot 10^{-12} \cdot (2 \cdot 10^5)^2 \approx 0,187 \text{ Вт/ср},$$

где  $\Omega_{\kappa} = \frac{S_{\kappa}}{R^2}$  – телесный угол, охватывающий попадающий в камеру поток излучения оптического лазерного маяка по уровню силы излучения 0,5;

$R=2 \cdot 10^5$  м – расстояние от оптического лазерного маяка до камеры.

Для оценки величины соответствующего потока, поскольку индикатриса силы излучения не известна, сначала предположим, что в пределах телесного угла  $\Omega$ , соответствующего углу зрения камеры  $\alpha=25^\circ$ , значение  $I$  не меняется и

составляет 0,3 Вт/ср. Регистрация будет производиться в пределах всего угла  $\alpha$ ; соответствующая этому условию величина потока излучения:

$$F_{const} = I \cdot \Omega = I \cdot 2\pi \left(1 - \cos \frac{\alpha}{2}\right) \text{Вт} = 2,8 \cdot 10^{-2} \text{Вт}.$$

Положим, что установленное значение  $I$  соответствует половине максимального значения реальной индикатрисы силы излучения оптического лазерного маяка. Тогда реальная величина потока в рассматриваемом телесном угле не должна превышать  $\sim 4 \cdot 10^{-2}$  Вт (превышает рассчитанное для уровня 0,5 значение менее чем в два раза, т.к. сила излучения, имеющая в максимуме в два раза большее значение, в пределах телесного угла  $\Omega$  спадает от оси к периферии).

Получаем, что для обеспечения ночной регистрации оптического лазерного маяка в пределах угла  $25^\circ$  необходимо на входе телекамеры, удалённой на 200км, создать облучённость  $4,68 \cdot 10^{-12}$  Вт/м<sup>2</sup>, что обеспечивается при силе его излучения не менее 0,187 Вт/ср, соответствующей величине потока по уровню 0,5 порядка  $4 \cdot 10^{-2}$  Вт.

### ***Лунный день***

Освещённость подстилающей поверхности  $\sim 105$  лк; в энергетических единицах  $\sim 1400$  Вт/м<sup>2</sup>. Альбеда лунной поверхности 0,125, то есть рассеивается в виде излучения  $\sim 20$  Вт/м<sup>2</sup>. От элемента разрешения на лунной поверхности площадью 25 м<sup>2</sup> исходит поток  $F_{нов} = 500$  Вт, изотропно рассеиваемый в пространстве с телесным углом  $2\pi$ . Регистрируемый камерой поток  $F_{фона}$  от элемента разрешения (который, будучи удалённым от камеры на 200 км, является точечным источником излучения) заключён в пределах угла  $\Omega_k$ , под которым видна апертура камеры с поверхности Луны, и составляет соответствующую долю от всего потока, исходящего с рассматриваемого фрагмента её поверхности:

$$F_{фона} = \frac{\Omega_k}{2\pi} F_{нов} = \frac{10^{-3}}{2\pi(2 \cdot 10^5)^2} \cdot 500 \text{Вт} = 2 \cdot 10^{-12} \text{Вт},$$

а сила излучения фона:

$$I_{\text{фона}} = \frac{F_{\text{фона}}}{\Omega_{\kappa}} = \frac{F_{\text{нов}}}{2\pi} = \frac{500}{2\pi} \text{ Вт/ср} = 80 \text{ Вт/ср}.$$

Фоновым является сигнал с одной из четырёх ПЗС-линеек камеры (при возможности отключения остальных линеек), что составляет 20 Вт/ср.

Для уверенной регистрации требуется пятикратное превышение сигнала от оптического лазерного маяка над фоном, т.е. сила излучения маяка должна составить 100 Вт/ср, что в 535 раз превышает уровень, необходимый для регистрации лунной ночью; во столько же раз должны быть увеличены поток и создаваемая им облучённость.

Таким образом, для обеспечения дневной регистрации оптического лазерного маяка в пределах угла  $25^\circ$  необходимо на входе телекамеры, удалённой на 200 км, создать облучённость  $2,5 \cdot 10^{-9}$  Вт/м<sup>2</sup>, что обеспечивается при силе его излучения не менее 100 Вт/ср, соответствующей величине потока по уровню 0,5 порядка 21 Вт.

Отметим, что полученные значения должны обеспечивать регистрацию оптического лазерного маяка в плоскости, отстоящей на 200 км, в пределах соосного круга диаметром 88,5 км.

Существенного снижения влияния фона от дневной луны можно добиться путём установки перед камерой интерференционного светофильтра на длину волны оптического лазерного маяка. Условия работы тем самым будут приближены к ночным, и уверенную регистрацию оптического лазерного маяка независимо от времени лунных суток можно обеспечить при существенно более низкой облучённости камеры – в зависимости от качества светофильтра. Принимая в первом приближении пятикратное снижение уровня фона, получим, что в качестве исходных могут быть установлены следующие параметры излучения оптического лазерного маяка: полный поток излучения 5 Вт по уровню 0,5 в пределах угла  $25^\circ$ , соответствующая ему сила излучения по

уровню 0,5 - 20 Вт/ср, а создаваемая при этом облучённость камеры – не менее  $0,5 \cdot 10^{-9}$  Вт/ср.

### **Методы съемки лунной поверхности в зависимости от оптических средств орбитального аппарата**

Для обеспечения качества изображений на интервале проведения съемки лунной поверхности ОА должен находиться в режиме стабилизированного полета. Требования к стабилизации и ориентации орбитального КА зависят от методов съемки.

#### ***ЛСТК-100 (ПЗС-линейка)***

Принцип действия камеры ЛСТК-100 основан на построчной регистрации движущегося оптического изображения, формируемого в фокальной плоскости объектива. При этом движение проекции изображения осуществляется за счет движения космического аппарата относительно снимаемой поверхности.

Съемка камерой ЛСТК-100 должна производиться с КА, находящегося в надирной орбитальной ориентации. Вектор линейного перемещения КА при этом перпендикулярен проекции линейных ПЗС датчиков камеры ЛСТК на поверхность Луны.

Главной особенностью дистанционной съемки поверхности Луны методом щелевой съемки является необходимость точного знания закона изменения ориентации и местоположения съемочного устройства для восстановления связанной геометрии снимка и привязки к планетной системе координат.

Учет влияния вращательного движения при съемке линейными датчиками и коррекция результирующего изображения производится на базе знания закона изменения ориентации, построенного на основе ее измерений, производимых синхронно со съемкой. Для этого со стороны бортовых систем необходимо обеспечивать поступление данных о текущей ориентации КА, получаемых от звездных датчиков и инерциальных блоков, показания которых должны быть

синхронизированы с последовательностью строчных импульсов съемочного устройства.

### ***ЛСТК на базе матричной камеры.***

Кадровая съемка предполагает выполнение менее строгих требований к точности определения элементов внешнего ориентирования. Так, в качестве линейных элементов ориентирования можно использовать оскулирующие параметры орбиты спутника в процессе съемки, а в качестве угловых параметров - данные об ориентировании оси камеры во второй экваториальной системе координат с приборов звездной ориентации.

Требование наличия информации об измерении ориентации КА и его местоположении, синхронизированной со съемкой остается обязательным, но только для обеспечения точности и автоматизации процедуры привязки данных к селенографической сетке координат.

Таким образом, принимая во внимание очевидные преимущества метода кадровой съемки в сравнении со съемкой линейными датчиками для определения местоположения оптического лазерного маяка на лунной поверхности и значительное снижение требований к бортовым системам КА по обеспечению кадровой съемки, а также учитывая более высокое пространственное разрешение, обеспечиваемое при съемке крупноформатными матрицами, вариант построения ЛСТК как кадровой камеры следует рассматривать как предпочтительный.

### **Точность получаемых координат оптического лазерного маяка**

Точность получаемых координат оптического лазерного маяка зависит от точности определения ориентации ОА по звездам, от разрешающей способности бортовой ТВ-камеры и высоты орбиты спутника. В миссии «Луна-Ресурс-1» при угловой точности бортовых датчиков ориентации 6" и угловом разрешении бортовой телекамеры 6"/пиксель на высоте орбиты 200 км точность определения координат оптического лазерного маяка соответствует ошибке по положению 6 м (рисунок 2-1).

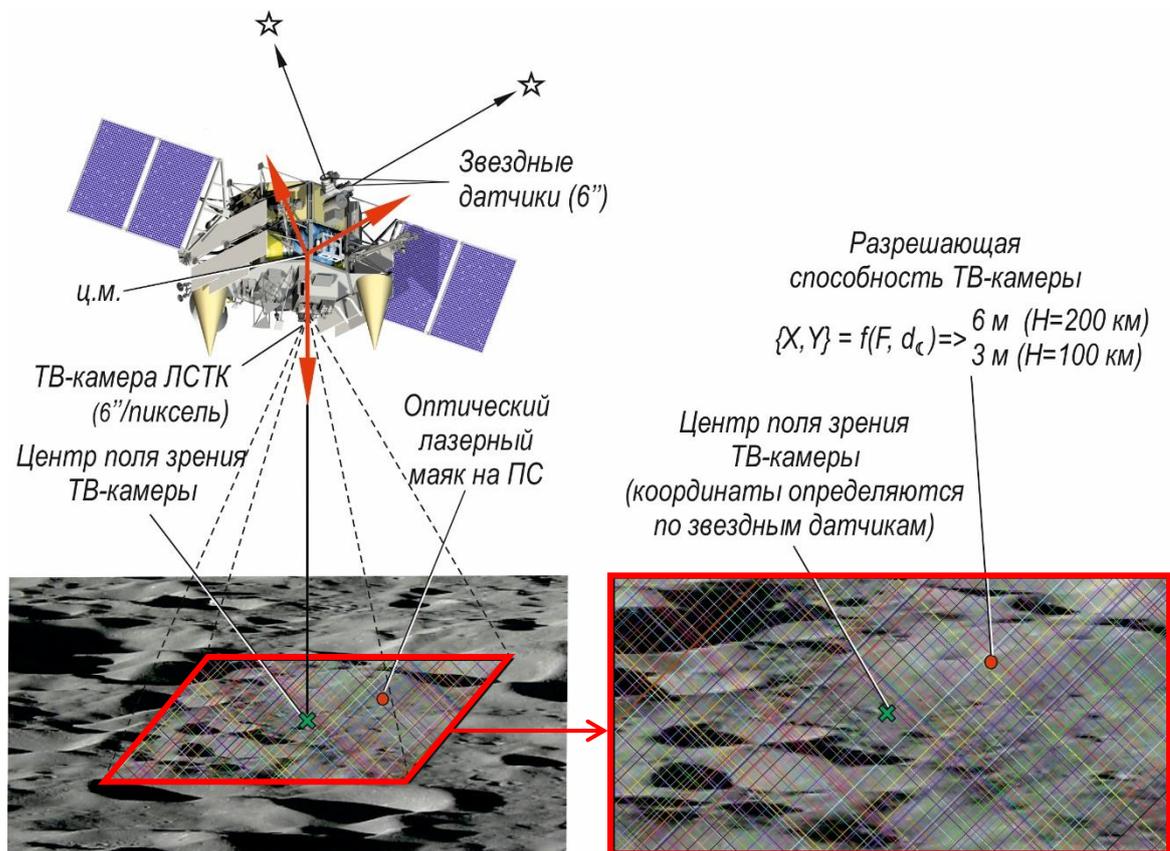


Рисунок 2-1. Точность получаемых координат оптического лазерного маяка

## 2.2 Принципы применения и алгоритм определения местоположения посадочных станций с помощью бортовой телекамеры ОА и оптических лазерных маяков

**Принципы применения оптических лазерных маяков для определения местоположения посадочных станций с помощью бортовой телекамеры ОА и получения топоцентрических координат лунной поверхности**

На Земле высокая точность определения координат обеспечивается астрономическими наблюдениями. Координаты астропунктов измерены с точностью до сантиметра, на них и основана система геодезических координат. Координаты всех других точек на нашей планете определяются в этой системе координат, и, разумеется, точность их измерения не может быть выше точности измеренных координат астропунктов.

На Луне астропунктов нет. Лунные («селенодезические») координаты определяются по наземным астрономическим наблюдениям. Помимо того, что



Проведение измерений с борта КА углов между направлениями на оптические лазерные маяки и на звезды позволит одним прибором провести измерения по всей сфере, исключить систематические ошибки и сформировать высокоточную систему планетоцентрических координат.

Связь орбитальных параметров КА и взаимных положений оптических лазерных маяков достигается методом уравнивания большого массива наблюдений.

На поверхности планеты могут быть измерены дуги (хорды) между маяками с точностью, задаваемой точностью угломерного инструмента на борту спутника планеты (рисунок 2-3).

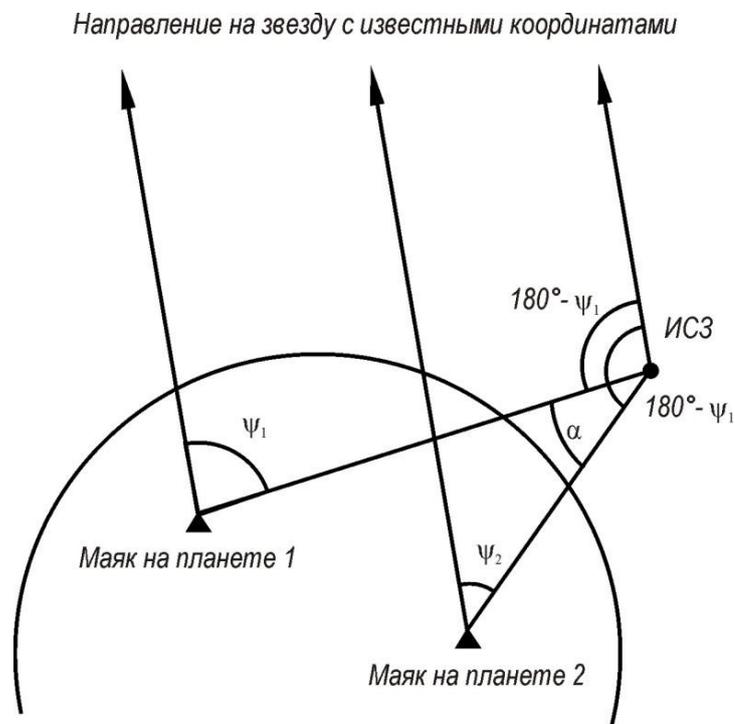


Рисунок 2-3. Измерение дуги (хорды) между маяками на поверхности Луны

Предлагаемая схема координатных измерений не нуждается в группировке спутников (типа GPS или ГЛОНАСС) и позволяет проводить измерения с борта единичного спутника, что повышает живучесть систем координатного позиционирования.

## **Алгоритм определения местоположения лунных посадочных станций с помощью оптических лазерных маяков и бортовой телекамеры орбитального аппарата**

### *Сферическая система лунных координат и ее связь с глобальной декартовой системой координат*

В сферической системе селенографических координат долгота  $\lambda$  отсчитывается от нулевого меридиана. Меридианы нумеруются двумя способами – от  $0^\circ$  до  $360^\circ$  либо от  $0^\circ$  до  $+180^\circ$  к востоку и до  $-180^\circ$  к западу (это не согласуется с общим правилом, установленным для планетографических координат). Долгота определяется как двугранный угол между плоскостью нулевого меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку на поверхности, положение которой требуется определить. Селенографическая широта  $\varphi$  представляет собой длину дуги вдоль меридиана и отсчитывается от экватора (к северу со знаком плюс, к югу - со знаком минус). Так как фигура Луны с достаточной точностью представляется сферой, значения широт, измеряемые длиной дуги меридиана и центральным углом, равны между собой.

Центр прямоугольной системы координат относится к центру масс Луны. Оси  $X$  и  $Y$  лежат в плоскости лунного экватора, при этом ось  $X$  направлена к Земле (в центр видимого полушария), а ось  $Y$  - к востоку (в центр Моря Кризисов). Ось  $Z$  направлена вдоль оси вращения Луны.

Связь между сферической системой  $(\varphi, \lambda)$  и глобальной декартовой  $(X, Y, Z)$  определяется формулами:

$$\begin{aligned} X &= (R + H) \cos \varphi \cos \lambda; \\ Y &= (R + H) \cos \varphi \sin \lambda; \\ Z &= (R + H) \sin \varphi. \end{aligned} \tag{2.1}$$

Здесь  $R$  - радиус сферы относимости;

$H$  - высота точки лунной поверхности над уровнем выбранной сферы.

### ***Современная селеноцентрическая система координат***

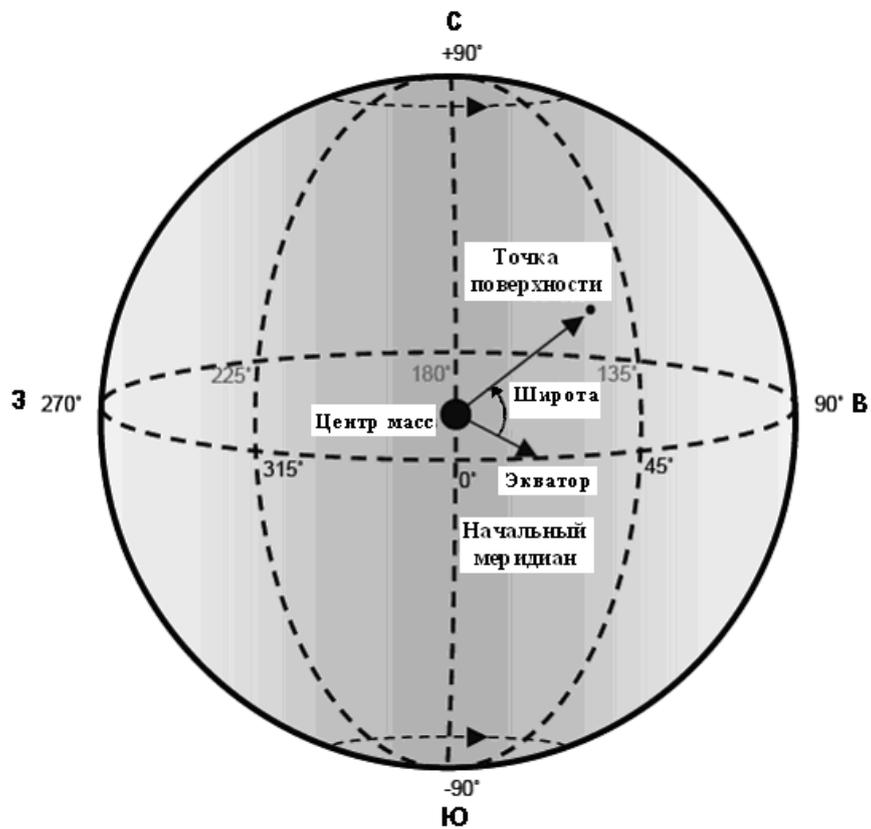
Система координат, в которой будут определены координаты реперов опорной селенодезической сети, должна совпадать с американской лунной системой координат, которая использовалась в миссии LRO, так как это позволит использовать измерительные данные этой миссии. Рассматриваемая система была рекомендована международной рабочей группой IAU/IAG.

Характеристики системы координат:

- система координат селеноцентрическая (начало системы совпадает с центром масс Луны). В настоящее время этот подход вместе с декартовой системой координат используется в большинстве планетарных систем координат;
- за нулевой меридиан выбран меридиан, проходящий через центр видимого диска в момент, когда Луна находится на линии узлов и линии апсид своей орбиты. При таких условиях значения оптической либрации равны нулю. Нулевой меридиан проходит через кратер Мёстинг-А, расположенный почти в центре лунного диска;
- координаты объектов определяются в правосторонней сферической системе координат, где ось  $Z$  совпадает со средним значением оси вращения Луны, ось  $X$  направлена в точку пересечения экватора с нулевым меридианом и перпендикулярна оси  $Z$ . Ось  $Y$  перпендикулярна осям  $Z$  и  $X$ ;
- в этой системе используют геоцентрическую широту, т.е. угол между радиус-вектором точки определения и плоскостью экватора. Отсчет геоцентрической широты  $\varphi$  производится от плоскости экватора к направлению радиус-вектора, соединяющего центр сферы с данной точкой. Геоцентрическая широта изменяется от  $0^\circ$  на экваторе до плюс  $90^\circ$  на Северном полюсе (положительная в Северном полушарии) и до минус  $90^\circ$  на Южном полюсе (отрицательная в Южном полушарии);
- геоцентрическая долгота  $\lambda$  (двугранный угол между плоскостью меридиана, проходящего через данную точку, и плоскостью нулевого меридиана)

измеряется по ходу часовой стрелки (на восток) и изменяется в пределах от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ .

Рассматриваемая система проиллюстрирована на рисунке 2-4.



*Рисунок 2-4. Современная селеноцентрическая система координат (планетоцентрические координаты выражены как правосторонние координаты с началом в центре масс Луны)*

Высоты объектов поверхности определяются относительно сферы радиуса  $R=1737.4$  км (это значение Луны было рекомендовано международной рабочей группой IAU/IAG после обработки 2000 измерений географических координат и, возможно, будет исправлено по окончании обработки результатов миссии LRO). Высоты могут быть как положительные (выше сферы), так и отрицательные (ниже сферы).

Все пункты сети в идеале должны быть фундаментально закреплены с обеспечением долговременной стабильности их положения как в плане, так и по высоте. Поскольку пока это выполнить невозможно, различными методами (например, измерениями с поверхности Земли, космическими методами различных миссий) определяют координаты характерных деталей рельефа Луны,

которые в последующем используют как опорную сеть для создания лунных карт. Однако здесь имеются большие трудности ввиду того, что снимки получены при разной освещенности поверхности Луны, что приводит к значительным ошибкам. Большие ошибки в нахождении координат вносят и неточности определения орбит КА, с борта которых определяются координаты Лунных объектов.

Использование оптических лазерных маяков полностью устраняет эту проблему. Так как положение светящегося тела маяка жестко фиксируется на лунной поверхности, его центр может быть определен с точностью до долей миллиметра (в случае полупроводникового излучающего диода в качестве светящегося тела), а направление ориентации на него угломерного инструмента совершенно не зависит от уровня освещенности подстилающей поверхности.

### ***Связь между положением спутника на окололунной орбите и углами визирования оптического лазерного маяка на поверхности Луны***

Положение спутника в момент измерений задается значениями прямоугольных координат  $\{X_c, Y_c, Z_c\}$ , однозначно связанных с параметрами орбиты и временем.

Решая уравнение Кеплера, можно предсказать положение спутника в момент времени  $t$ .

$$E - e \sin E = n(t - t_0), \quad n = \sqrt{\mu / a^3},$$

где  $E$  – эксцентрисическая аномалия;

$e$  – эксцентриситет орбиты;

$n$  – средняя аномалия;

$t_0$  – время прохождения через перицентр;

$\mu$  – гравитационный параметр;

$a$  – большая полуось.

Орбитальный период  $T$  спутника рассчитывается по формуле:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}.$$

Для момента  $t$  мы можем найти  $E$ . Кроме того, по  $a$  и  $e$  просто вычисляется  $b$  (малая полуось), а именно  $b = a\sqrt{1 - e^2}$ .

Координаты спутника в момент времени  $t$ :

$$\begin{pmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{pmatrix} = B \begin{bmatrix} a(\cos E - e) \\ b \sin E \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (2.2)$$

где  $B$  – матрица перехода из орбитальной системы отчета в систему  $XYZ$

$$B = \begin{bmatrix} \begin{pmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} \cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} \sin \Omega \sin i \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} \sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} -\cos \Omega \sin i \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \sin i \sin \omega \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} \sin i \cos \omega \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} \cos i \end{pmatrix} \end{bmatrix}.$$

При этом селенодезические сферические координаты подспутниковой точки выглядят так:

$$\begin{aligned} X_{nm} &= (R + H_c) \cos \varphi_{nm} \cos \lambda_{nm}; \\ Y_{nm} &= (R + H_c) \cos \varphi_{nm} \sin \lambda_{nm}; \\ Z_{nm} &= (R + H_c) \sin \varphi_{nm} \end{aligned} \quad (2.3)$$

где  $R$  - радиус сферы относимости, как в (2.1);

$H_c$  - высота спутника над уровнем выбранной сферы;

$\varphi_{nm}$  и  $\lambda_{nm}$  - координаты подспутниковой точки.

Все координаты, связанные со спутником, зависят от времени.

В момент измерений бортовые звездные датчики фиксируют ориентацию КА относительно звезд с координатами  $\{\alpha_i, \delta_i\}$ , то есть определяются направление оси визирования бортовой телекамеры и углы «центр масс Луны – спутник – звезда».

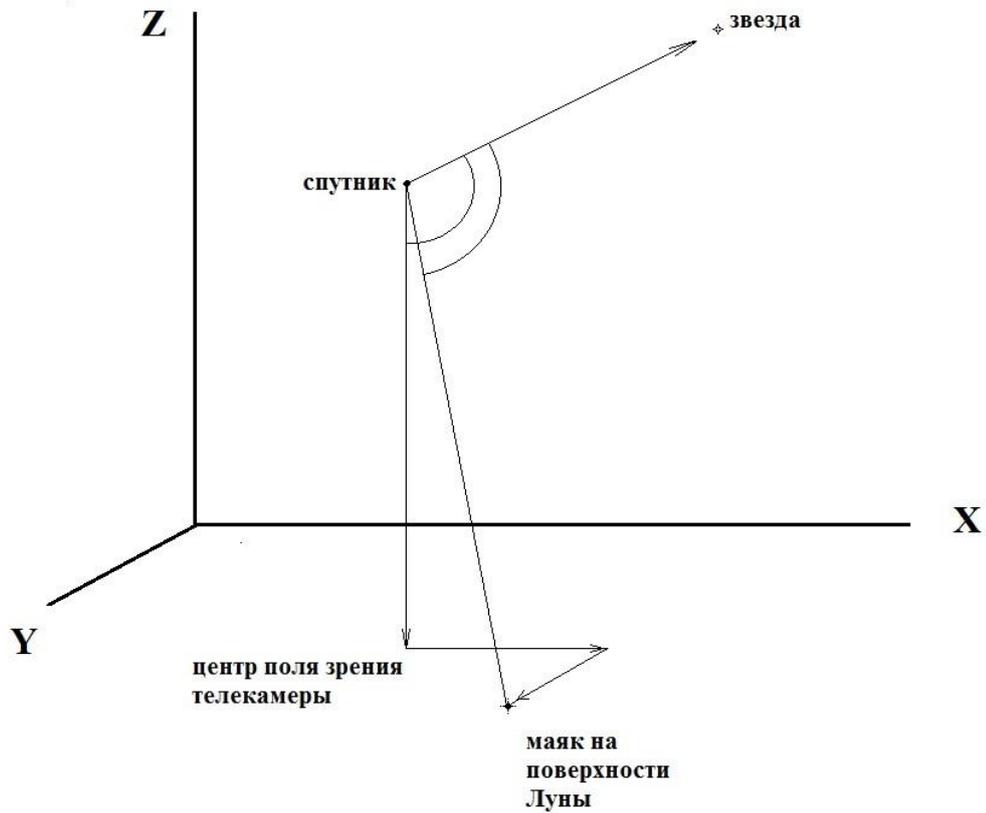


Рисунок 2-5. Схема определения положения оптического лазерного маяка на поверхности Луны относительно звезды

Ориентация спутника относительно звезды однозначно задает направление линии визирования телекамеры (центра кадра), и по положению изображения оптического лазерного маяка в кадре вычисляется угол «маяк - спутник - звезда».

По измерениям положения изображения оптического лазерного маяка в кадре вычисляются для высоты полета ( $H_c - H$ ) углы «маяк – спутник – звезда» (рисунок 2-5).

Угол «маяк – спутник – звезда» ( $\psi_\kappa$ ):

$$\psi_\kappa = \arccos\left(\frac{\bar{c} \cdot \bar{d}}{|\bar{c}| |\bar{d}|}\right) = \arccos\left(\frac{X_{.M1}X_{.3} + Y_{.M1}Y_{.3} + Z_{.M1}Z_{.3}}{\sqrt{X_{.M1}^2 + Y_{.M1}^2 + Z_{.M1}^2} \sqrt{X_{.3}^2 + Y_{.3}^2 + Z_{.3}^2}}\right)$$

где  $\bar{c} = \begin{pmatrix} X_{.M1} \\ Y_{.M1} \\ Z_{.M1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_{.M} - X_{.c} \\ Y_{.M} - Y_{.c} \\ Z_{.M} - Z_{.c} \end{pmatrix}$  - вектор из спутника в маяк с координатами  $(X_{.M}, Y_{.M}, Z_{.M})$ ;

$$\bar{d} = \begin{pmatrix} X_3 \\ Y_3 \\ Z_3 \end{pmatrix} \quad - \text{ вектор из спутника на звезду.}$$

Каждый измеренный угол является функцией небесных координат звезды, селенодезических координат оптического лазерного маяка и прямоугольных координат спутника в системе прямоугольных координат с центром в центре масс Луны:

$$\psi_k = \psi_k(X_m, Y_m, Z_m, \alpha_i, \delta_i, X, Y, Z, UTC),$$

где UTC – момент времени в шкале всемирного времени. Можно положить в первом приближении, что орбита спутника во время сеанса измерений сохраняется неизменной. Каждое измеренное значение  $\psi_k$  зависит от неизвестных параметров орбиты  $\{a, e, i, \Omega, \omega\}$ , определяемых координат  $(\varphi, \lambda, H)$  и известных величин  $(UTC, \alpha_i, \delta_i)$ , где

$a$  – большая полуось орбиты;

$e$  – эксцентриситет орбиты;

$i$  – наклонение орбиты;

$\Omega$  - долгота восходящего узла

$\omega$  - аргумент перицентра.

Поскольку все эти параметры являются взаимно независимыми, достаточно провести восемь независимых измерений  $\psi_k$ , чтобы получить полную систему уравнений с восьмью неизвестными величинами (2.1), (2.2) и (2.3) и определить их все. При длительных сериях измерений различных точек лунной поверхности общее число измерений может составить многие сотни и тысячи, и это позволяет решить систему уравнений (2.1), (2.2) и (2.3) даже в предположении, что оскулирующие орбитальные параметры спутника изменяются со временем и зависят от положения подспутниковой точки (например, вследствие наличия масконов в ее окрестности). Процесс решения подобной избыточной системы уравнений в геодезии называется «уравниванием», поскольку он учитывает все ошибки измерений, начиная с ошибок определения ориентации бортовой

телекамеры и кончая отклонениями орбиты спутника, вызываемые неровностями гравитационного поля Луны. Алгоритм и программное обеспечение уравнивания данных (снимков), включающего расчетные величины селенодезических координат, разрабатываются организацией МИИГАиК (автор участвовал в разработке ТЗ). Российская геодезия занимает ведущие позиции в передовой науке по обработке измерений со спутников Земли, а Казанский федеральный институт в области исследования Луны.

### **Методика измерения координат посадочных станций «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб»**

Для построения методики измерения координат посадочных станций использованы три системы координат: Международная Система Небесных Координат, Связанная система координат, Приборная система координат.

*Международная Система Небесных Координат (ICRS - International Celestial Reference System)*. Началом отсчёта является барицентр Солнечной системы. Ось  $X$  направлена в точку весеннего равноденствия на эпоху J2000, ось  $Z$  перпендикулярна плоскости земного экватора, ось  $Y$  дополняет систему до правой. Полученная система координат независима от вращения Земли.

*Связанная система координат  $X'Y'Z'$* . Связанная с КА система координат. Началом отсчёта является центр масс КА, Направления осей зависят от геометрии КА, совпадают с осями симметрии КА и образуют правую тройку векторов.

*Приборная система координат  $X''Y''Z''$* . Связанная с прибором система координат. Началом отсчёта является центр масс прибора, ось  $X$  совпадает с оптической осью прибора, оси  $Z$  и  $Y$  образуют правую тройку векторов.

Пусть известна трансформация (кватернион поворота), определяющая переход из связанной СК в систему координат звездного датчика  $X_{3d}Y_{3d}Z_{3d}$ . Если известны углы Эйлера, определяющие ориентацию приборной СК относительно связанной, то кватернион поворота вычисляется следующим образом [57] (последовательность поворотов -  $\psi\theta\gamma$ ):

$$Q' = \mathbf{1}, \mathbf{v} \bar{\cdot}; \quad q = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi - \gamma}{2}\right);$$

$$\mathbf{v} = \left[ \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi - \gamma}{2}\right), \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi - \gamma}{2}\right), \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi + \gamma}{2}\right) \right]. \quad (2.4)$$

Звездный датчик определяет ориентацию своих приборных осей относительно звезд в системе координат звездного каталога. Для определенности условимся, что используется каталог HIPPARCOS. Положения и собственные движения звезд в каталоге HIPPARCOS приводятся в системе ICRS [58].

Пусть звездный датчик в качестве измерения выдает кватернион  $Q$ , определяющий поворот из ICRS  $XYZ$  в приборную систему координат звездного датчика  $X_{30}Y_{30}Z_{30}$  (рис. 2-6). Обратному переходу из  $X_{30}Y_{30}Z_{30}$  в  $XYZ$  будет соответствовать сопряженный кватернион  $\tilde{Q} = \mathbf{1}, -\mathbf{v} \bar{\cdot}$ .

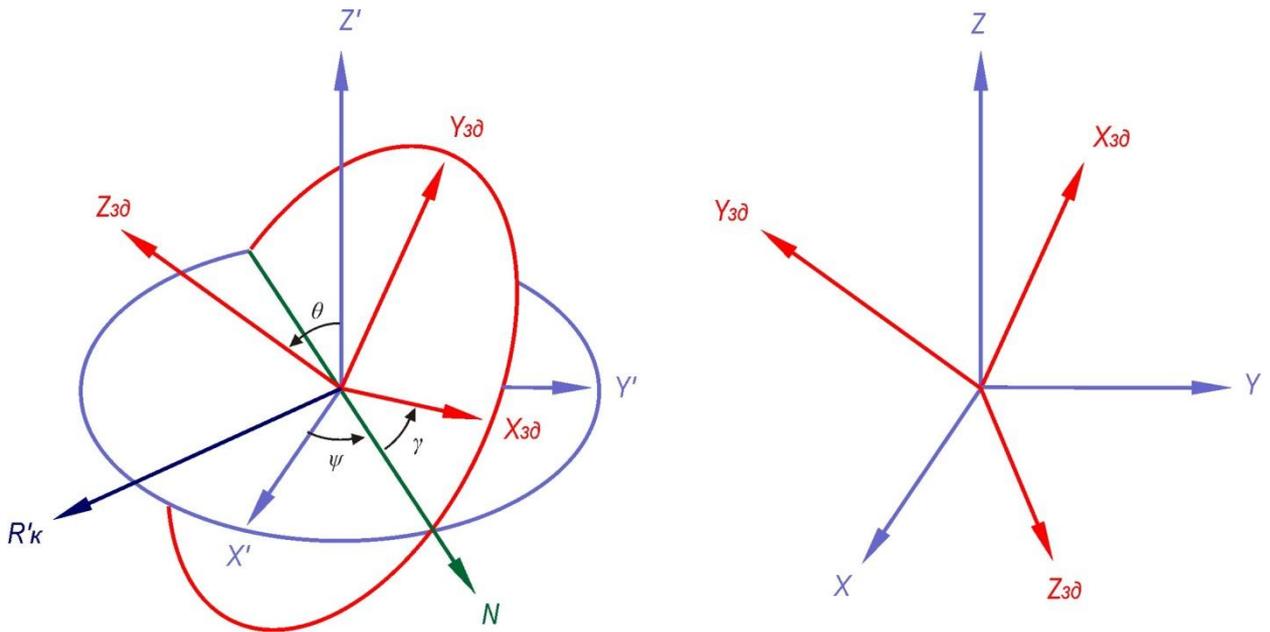


Рисунок 2-6. Используемые системы координат

Тогда любой вектор  $\mathbf{R}'$ , заданный в связанной системе координат, можно преобразовать в ICRS по формуле:

$$\mathbf{R}' \rightarrow \mathbf{R} = \tilde{Q}Q'\mathbf{R}'\tilde{Q}'Q = \Pi\mathbf{R}'\tilde{\Pi}, \quad (2.5)$$

где  $\Pi = \tilde{Q}Q'$  - кватернион, определяющий трансформацию из связанной СК в ICRS.

Например, единичный вектор оптической оси камеры  $\mathbf{R}'_k$ , заданный в связанной СК, преобразуется в ICRS следующим образом:

$$\mathbf{R}_k = \mathbb{P}\mathbf{R}'_k\tilde{\mathbb{P}}.$$

Определим теперь координаты точки пересечения оптической оси камеры с поверхностью Луны. Все вычисления будем проводить в ICRS.

Пусть известен (из внешнетраекторных измерений) вектор состояния КА  $\mathbf{X}_{ka} = \mathbf{R}_{ka}, \mathbf{V}_{ka}$  в момент времени  $t$ , заданный в ICRS.

Для определения положения Луны  $\mathbf{R}_l$  в конкретные моменты времени (на конкретную дату) воспользуемся специальными таблицами, называемыми эфемеридами. В настоящее время самыми точными являются эфемериды, созданные в Лаборатории Реактивного Движения (JPL), доступные для свободного использования по адресу <ftp://ssd.jpl.nasa.gov/pub/eph/>.

JPL-эфемериды строятся на основе интегрирования довольно сложных уравнений движения, учитывающих гравитацию многих тел Солнечной системы (включая крупные астероиды), релятивистские эффекты, формы гравитационных полей Земли и Луны и т.д. [59]. Используются радиолокационные наблюдения планет земной группы, лазерные наблюдения Луны, данные о параметрах движения космических аппаратов при сближении их с большими планетами и результаты интерферометрии со сверхдлинными базами. JPL-эфемериды позволяют получить относительные положения тел Солнечной системы для широкого диапазона дат, например эфемериды DE423 имеют диапазон от 16.12.1799 до 01.02.2200 года. Координаты в JPL-эфемериде максимально приближены к ICRS. Единицы измерения координат – километры, измерения времени – дни барицентрического координатного времени (TDB). Используется юлианский день.

В JPL-эфемериде положения планет аппроксимированы полиномами Чебышева. Коэффициенты полиномов Чебышева доступны в виде текстовых файлов в кодировке ASCII. Именно их (наборы коэффициентов) и называют JPL-

эфемеридами. Другими словами, положения планет в JPL-эфемериды не доступны прямо, а их необходимо вычислять на основе коэффициентов и полиномов Чебышева.

Полиномы Чебышева  $T_i(\tau)$  первого рода довольно просто можно вычислить по рекуррентным соотношениям [60]:

$$\begin{aligned} T_0(\tau) &= 0; \\ T_1(\tau) &= \tau; \\ T_{i+1}(\tau) &= 2\tau \cdot T_i(\tau) - T_{i-1}(\tau), \quad i = \overline{1, n-1}, \end{aligned} \quad (2.6)$$

где  $\tau \in [-1, 1]$  - нормализованное время.

Тогда траектория движения планеты (по одной координате) на определённом интервале времени  $t \in [t_1, t_2]$  может быть аппроксимирована следующей функцией

$$x(\tau) = \sum_{i=0}^n a_i T_i(\tau) \quad (2.7)$$

где  $\tau = 2 \frac{t - t_1}{t_2 - t_1} - 1$ ;  $a_i$  - коэффициенты, которые содержатся в файлах эфемерид.

Продифференцировав (2.7) по времени, можно получить соотношения для вычисления скорости на том же временном интервале:

$$\frac{dx(\tau)}{dt} = \frac{2}{t_2 - t_1} \sum_{i=0}^n a_i V_i(\tau), \quad (2.8)$$

где

$$\begin{aligned} V_0(\tau) &= 0; \\ V_1(\tau) &= 1; \\ V_2(\tau) &= 4\tau; \\ V_{i+1}(\tau) &= 2\tau \cdot V_i(\tau) + 2T_i(\tau) - V_{i-1}(\tau), \quad i = \overline{2, n-1}. \end{aligned} \quad (2.9)$$

Таким образом, зная коэффициенты  $a_i$ , можно вычислить позицию и скорость в момент времени  $t \in [t_1, t_2]$ . Т.к. коэффициенты  $a_i$  уменьшаются по абсолютному значению при росте  $i$ , то при вычислении по формулам (2.7),(2.8), производимом на компьютере, в связи с ограниченной разрядностью представления вещественных чисел для уменьшения погрешности вычислений суммирование нужно производить в обратном порядке  $i = \overline{n, 0}$ .

Аппроксимируем Луну сферой с радиусом 1737,4 км. Найдем координаты точки пересечения прямой с направляющим вектором  $\mathbf{R}_k$  (вектор оптической оси камеры) с началом в точке  $\mathbf{R}_{ка}$  и сферы с центром в точке  $\mathbf{R}_л$  (рисунок 2-7).

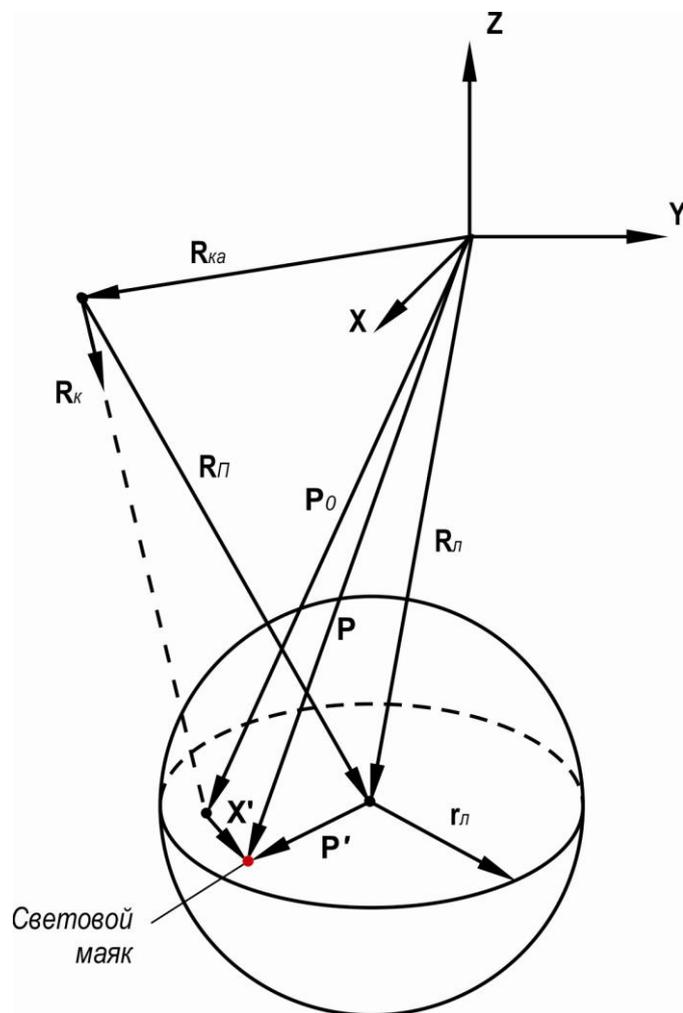


Рисунок 2-7. Определение пересечения оптической оси камеры с поверхностью Луны

Уравнение сферы

$$(\mathbf{R} - \mathbf{R}_л)^2 = |\mathbf{r}_л|^2.$$

Уравнение прямой

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_{ка} + t\mathbf{R}_к \cdot (*).$$

Подставим уравнение прямой в уравнение сферы:

$$|\mathbf{R}_{ка} + t\mathbf{R}_к - \mathbf{R}_л|^2 = |\mathbf{r}_л|^2.$$

Разрешив квадратное уравнение относительно  $t$  (из решения взять наименьший положительный корень) и подставив его в (\*), получим точку пересечения луча (оптической оси камеры) с поверхностью Луны.

Пусть известны: единичный вектор ориентации ПЗС-линейки камеры  $\mathbf{X}$ , заданный в связанной системе координат (определяется ориентацией приборных осей камеры); координата засвеченного пикселя (центра светового пятна) на ПЗС-линейке  $x$  (рисунок 2-8); фокусное расстояние  $f$  и расстояние от КА до поверхности  $d$ .

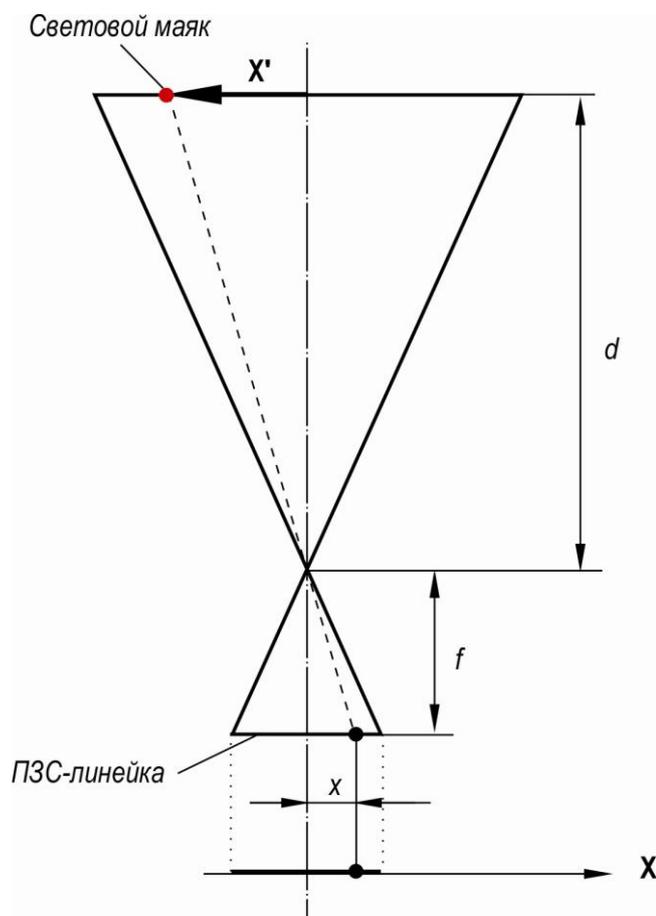


Рисунок 2-8. Связь положения оптического лазерного маяка с координатой центра светового пятна на ПЗС-линейке в системе координат камеры

Тогда вектор проекции пикселя на поверхности Луны в ICRS можно определить следующим образом:

$$\mathbf{X}' = -\frac{d}{f} x \begin{bmatrix} \tilde{X} \\ \tilde{Y} \\ \tilde{Z} \end{bmatrix}. \quad (2.10)$$

Окончательно положение оптического лазерного маяка в ICRS можно найти по формуле:

$$\mathbf{P} = \mathbf{P}_o + \mathbf{X}', \quad (2.11)$$

или относительно центра Луны:

$$\mathbf{P}' = \mathbf{P} - \mathbf{R}_l. \quad (2.12)$$

Если необходимо получить координаты оптического лазерного маяка в сферической системе лунных координат (Lunar Reference System - LRS), то можно воспользоваться рекомендациями Международного астрономического союза (IAU), согласно которым ориентация нулевого меридиана и экватора Луны относительно ICRS определяется тремя углами:  $\alpha_0$ ,  $\delta_0$ ,  $W$  (рисунок 2-9), которые могут быть вычислены по следующим формулам [61]:

$\alpha_0 = 269^\circ.9949$	$+0^\circ.0031T$	$-3^\circ 8787 \sin E1$	$-0^\circ 1204 \sin E2$
	$+0.0700 \sin E3$	$-0.0172 \sin E4$	$+0.0072 \sin E6$
	$-0.0052 \sin E10$	$+0.0043 \sin E13$	
$\delta_0 = 66.5392$	$+0.0130T$	$+1.5419 \cos E1$	$+0.0239 \cos E2$
	$-0.0278 \cos E3$	$+0.0068 \cos E4$	$-0.0029 \cos E6$
	$+0.0009 \cos E7$	$+0.0008 \cos E10$	$-0.0009 \cos E13$
$W = 38.3213$	$+13.17635815d$	$-1.4 \times 10^{-12} d^2$	$+3.5610 \sin E1$
	$+0.1208 \sin E2$	$-0.0642 \sin E3$	$+0.0158 \sin E4$
	$+0.0252 \sin E5$	$-0.0066 \sin E6$	$-0.0047 \sin E7$
	$-0.0046 \sin E8$	$+0.0028 \sin E9$	$+0.0052 \sin E10$
	$+0.0040 \sin E11$	$+0.0019 \sin E12$	$-0.0044 \sin E13$

где

$$\begin{aligned}
 E1 &= 125.045 - 0.0529921d, & E2 &= 250.089 - 0.1059842d, & E3 &= 260.008 + 13.0120009d, \\
 E4 &= 176.625 + 13.3407154d, & E5 &= 357.529 + 0.9856003d, & E6 &= 311.589 + 26.4057084d, \\
 E7 &= 134.963 + 13.0649930d, & E8 &= 276.617 + 0.3287146d, & E9 &= 34.226 + 1.7484877d, \\
 E10 &= 15.134 - 0.1589763d, & E11 &= 119.743 + 0.0036096d, & E12 &= 239.961 + 0.1643573d, \\
 E13 &= 25.053 + 12.9590088d
 \end{aligned}$$

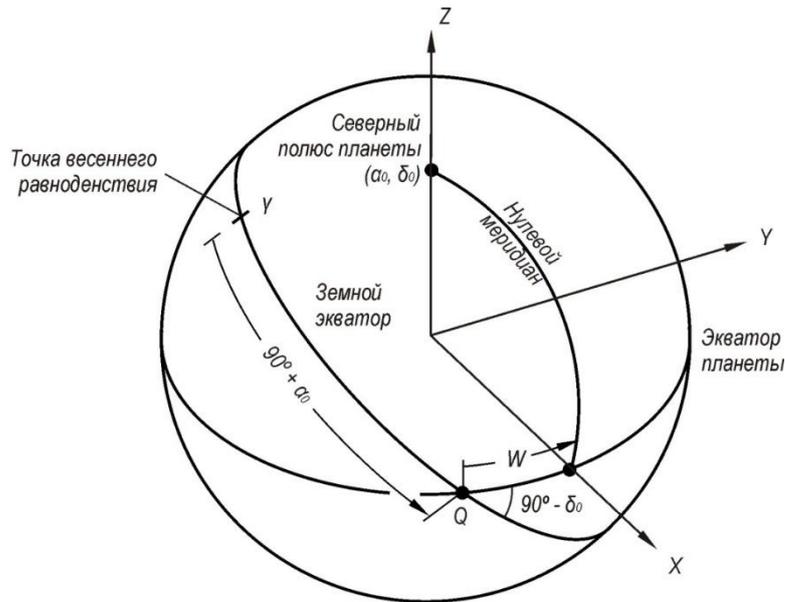


Рисунок 2-9. Связь между системой небесных координат и системой лунных координат

Кватернион, соответствующий повороту из ICRS в LRS, найдем аналогично (2.4):

$$\Lambda = \mathbf{v}, \mathbf{v}; \quad q = \cos\left(\frac{90^\circ - \delta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{90^\circ + \alpha_0 - W}{2}\right);$$

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \sin\left(\frac{90^\circ - \delta_0}{2}\right) \cos\left(\frac{90^\circ + \alpha_0 - W}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{90^\circ - \delta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{90^\circ + \alpha_0 - W}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{90^\circ - \delta_0}{2}\right) \sin\left(\frac{90^\circ + \alpha_0 + W}{2}\right) \end{bmatrix}. \quad (2.13)$$

Преобразуем вектор  $\mathbf{P}'$  в LRS:

$$\mathbf{G} = \Lambda \mathbf{P}' \tilde{\Lambda}. \quad (2.14)$$

Если необходимо определить широту и долготу оптического лазерного маяка, то:

$$\varphi = \arctan\left(\frac{\sqrt{G_x^2 + G_y^2}}{G_z}\right),$$

$$\lambda = \arctan\left(\frac{G_y}{G_x}\right),$$
(2.15)

где  $G_x, G_y, G_z$  - компоненты вектора  $\mathbf{G}$ .

Таким образом, комплексное использование бортовой научной аппаратуры ОА и привязка проводимых ею измерений к шкале Всемирного времени позволяет определять селенографические координаты точек лунного рельефа в системе LRS. Измерения по предложенной схеме положения оптического лазерного маяка на посадочном модуле дают возможность на два порядка поднять точность привязки LRS к реперам на лунной поверхности и обеспечить построение системы лунных координат геодезического уровня (на уровне точности в единицы метров по поверхности Луны). В целом выполнение описанных исследований в программе «Луна-Глоб» позволит довести картографирование лунной поверхности до точностей, соответствующих детализации снимков лунного рельефа.

### **2.3 Оптические лазерные маяки для лунных посадочных станций «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1»**

Предложение по использованию оптических лазерных маяков для определения местоположения лунных посадочных станций проектов «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1» с помощью бортовой телекамеры орбитального аппарата и разработка технического задания проходили с участием автора [62, 63]. Технические решения, принятые при проектировании данных маяков, были реализованы при изготовлении их в ЦКБ ИУС (г. Зеленоград).

Система оптических маяков (СОМ), устанавливаемая на борту КА «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1», позволит обнаружить посадочные станции на поверхности Луны средствами телевизионной техники ОА и наземными оптическими телескопами, а также обеспечит высокоточную координатную привязку места проведения лунного эксперимента.

Для обеспечения работоспособности в соответствии с требованиями теплового режима блок оптических лазерных маяков с системой управления устанавливается на термостабилизированной плите посадочного модуля, а их оптическое излучение выводится наружу с помощью специальных металлизированных световодов, способных работать при криогенной температуре, обеспечивая тем самым простоту выбора направления излучения (рисунок 2-10).

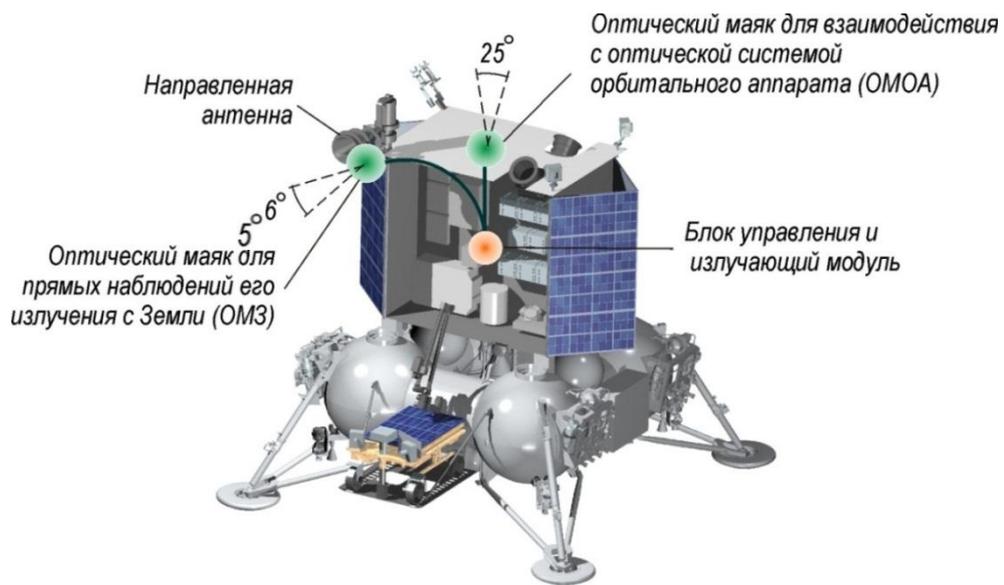


Рисунок 2-10. Схема размещения оптических лазерных маяков на посадочной станции «Луна-Глоб»

Один световод выводится в верхнюю часть приборного отсека и излучает в направлении траектории орбитального аппарата на лунном небосводе. Когда в поле зрения ТВ-камеры ОА попадает посадочная станция, то излучение от оптического лазерного маяка должно быть направлено на ОА. В этом случае камера ОА зафиксирует существенное превышение светового потока над уровнем фона и таким образом определит местоположение оптического лазерного маяка.

Основные технические характеристики оптического лазерного маяка в проекте «Луна-Глоб» представлены в таблице 2-1.

Таблица 2-1. Основные технические характеристики оптического лазерного маяка для связи с ОА

Характеристика изделия	Параметр
Облученность, создаваемая на объективе ТВ-камеры ОА, Вт/м <sup>2</sup> *)	$0,6 \times 10^{-9}$
Угол сектора облучения, град	25°
Длина волны излучения, мкм	0,4 – 0,9
Отклонение оси диаграммы направленности излучения от местной вертикали, град	10, не более
Режим излучения	непрерывный
Потребляемая электрическая мощность, не более, Вт	25
Напряжение питания, В	27

\* Облученность, создаваемая на объективе ТВ-камеры ОА, равная  $0,6 \times 10^{-9}$  Вт/м<sup>2</sup>, соответствует оптической мощности светового потока в 6 Вт в телесном угле 25°.

Другой световод выводится параллельно относительно направленной антенны (НА), что обеспечит направление излучения оптического лазерного маяка точно по направлению НА, т.е. в сторону Земли. На Земле излучение маяка будут принимать оптические телескопы системы оптического наблюдения (СОН). Наземный оптический телескоп, расположенный в одном районе с наземным пунктом радиосвязи, получит достаточно сильный световой поток, чтобы его регистрация была уверенной. Основные технические характеристики оптического лазерного маяка для регистрации наземным телескопом представлены в таблице 2-2.

Таблица 2-2. Основные технические характеристики оптического лазерного маяка для регистрации наземным телескопом

Характеристика изделия	Параметр
Облученность, создаваемая на телескопе, Вт/м <sup>2</sup> *)	$0,4 \times 10^{-8}$
Угол сектора облучения, град	5°
Длина волны лазерного излучения, мкм	0,4 – 1,2
Режим излучения	импульсно-периодический
Напряжение питания, В	27

\* Облученность в  $0,4 \times 10^{-8}$  Вт/м<sup>2</sup>, создаваемая на телескопе, соответствует оптической мощности светового потока в 2 Вт в телесном угле 5°.

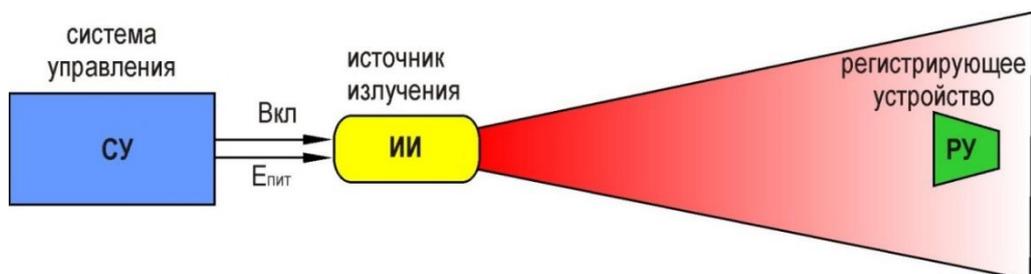
Поскольку место посадки КА определено вблизи лунного полюса, этот оптический лазерный маяк будет светить в плоскости лунного горизонта. При наблюдении через телескоп на Земле лазерный свет от включенного маяка будет виден на краю лунного диска рядом со звездами. Это позволит измерить точное положение оптического лазерного маяка относительно звезд, в результате чего будут независимым способом определены координаты посадочного модуля.

В дальнейшем система оптических лазерных маяков на борту посадочных станций «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1» будет использована и для других научных и служебных задач. Такие оптические лазерные маяки на поверхности Луны будут первыми в истории реперами с собственным размером в доли сантиметра, к которым может быть привязана сетка селенодезических координат высокой точности. А для последующих лунных экспедиций оптические лазерные маяки будут использованы как элементы управления посадкой в выбранной точке поверхности. Конечно, при этом необходимо подсоединить их к радиоизотопному источнику станции.

### **Конструкция и сценарий работы оптических лазерных маяков посадочных станций «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1»**

Концептуальной основой построения оптического лазерного маяка является пространственно-временная модель (рисунок 2-11) энергетического (информационного) взаимодействия трех составляющих:

- системы управления (СУ);
- источника излучения (ИИ);
- регистрирующего устройства (РУ).



*Рисунок 2-11. Модель информационного взаимодействия*

Система управления обеспечивает связь с бортовым комплексом управления оборудованием посадочной станции КА, по команде которого обеспечивается включение оптического лазерного маяка, а при наличии механизма ориентации – обработка направленности потока излучения. Включение оптического лазерного маяка производится на время пролёта ОА зоны регистрации его излучения телевизионной камерой, после чего маяк выключается до наступления аналогичной ситуации на последующих витках ОА.

Выходное окно световода на входе оптической сборки, работающей в условиях открытого космоса, представляет собой сверхяркий источник, малые размеры которого создают условия для решения прикладных задач, требующих высокой концентрации пучка излучения.

Команда на включение вырабатывается при получении соответствующего сигнала от ОА при вхождении его в зону видимости антенны посадочной станции. Блок-схема работы аппаратуры, имеющей в своём составе оптический лазерный маяк, представлена на рисунке 2-12.

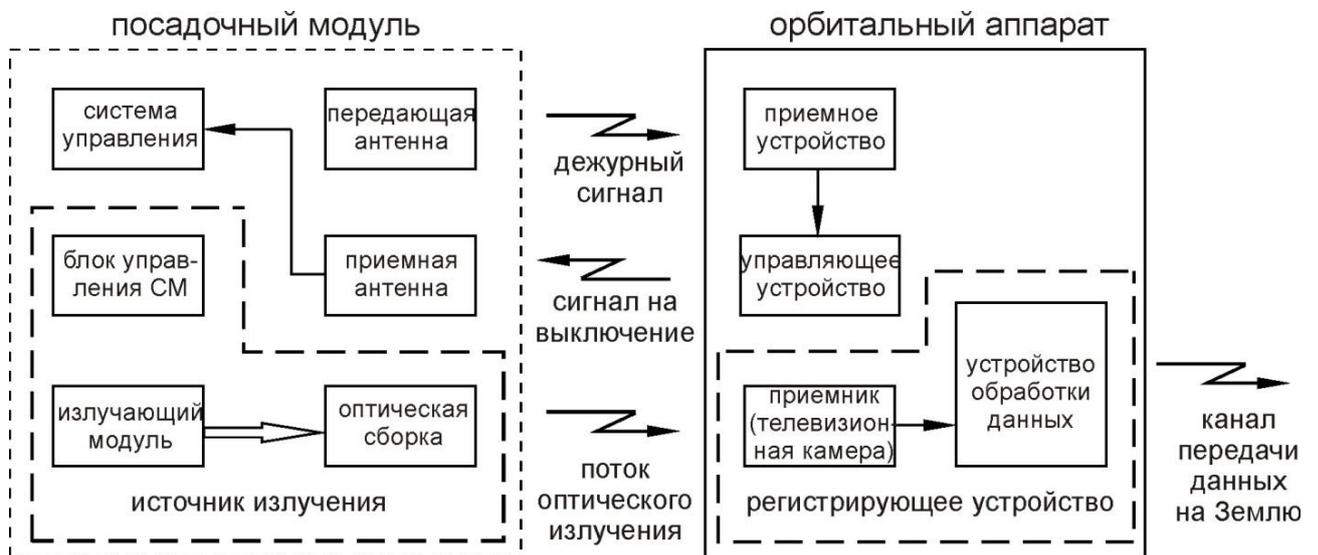


Рисунок 2-12. Блок-схема работы оптического лазерного маяка

Поток энергии, излучаемый оптическим лазерным маяком, должен быть достаточен для надёжной индикации регистрирующим устройством, помещённым в любую точку зоны его действия. Плотность потока в заданной зоне излучения не должна опускаться ниже определённого уровня: при наличии такого провала

излучение оптического лазерного маяка становится невидимым для регистратора. Таким образом, при выборе конструктивного исполнения источника излучения ключевым параметром, характеризующим функционирование системы ИИ→РУ, следует считать минимальную облучённость, создаваемую источником на приёмном окне регистрирующего устройства, с принятым запасом превышающую уровень фона, либо – при его отсутствии – уровень чувствительности регистратора.

Ограничение по энергопотреблению при обеспечении уверенного воздействия на приёмник-регистратор в рассматриваемой области пространства, в том числе и в дальней зоне, вызывает необходимость применения эффективного источника излучения достаточной мощности, допускающего формирование требуемого профиля излучаемого потока. При этом следует учитывать, что возможность управления расходимостью потока, определяемая на практике методами геометрической оптики, реализуема при условии, что источник является точечным. Следует добавить, что оптический лазерный маяк должен быть установлен на термостабилизированной платформе в отсеке КА с внешней тепловой защитой, обеспечивать возможность вывода излучаемой оптической энергии сквозь эту защиту во внешнюю среду и удовлетворять всей совокупности предъявляемых к маяку эксплуатационных требований. Вместе эти обстоятельства однозначно определяют выбор исполнения источника излучения: он должен быть основан на полупроводниковом преобразовании электрической энергии с использованием лазерных диодов и с выводом излучения через световод. В этом случае создаются предпосылки для обеспечения в дальней зоне необходимой концентрации пучка излучения с возможностью наращивания его интенсивности за счёт увеличения числа первичных источников в оптическом тракте излучателя с целью достижения требуемой минимальной облучённости на заданном расстоянии.

В контексте рассматриваемой тематики в качестве первичных источников излучения оптических маяков представляется целесообразным использовать мощные лазерные диоды, излучающие в ближней инфракрасной области –

наиболее технически освоенной и частично охваченной зоной чувствительности ПЗС-матриц, служащих приёмниками-регистраторами в применяемых телевизионных камерах [62]. Таковыми являются, например, высокоэффективные твердотельные лазерные диоды типоряда Oclaro SES8-808A/B-01 с рабочей длиной волны 808 нм и мощностью до 8 Вт.

Излучение лазерного диода распространяется в пределах двугранного угла, определяемого расходимостью FWHM  $6^\circ \times 27^\circ$  (с вершинами вдоль осей выходного окна: соответственно длинной, лежащей в плоскости рп-перехода и перпендикулярной к ней короткой). Появляется возможность путём проведения коррекции расходимости с помощью цилиндрических линз совместить в одном тракте излучение нескольких лазерных диодов, объединив их в одном излучающем модуле. При прецизионной корректировке обеспечивается эффективная фокусировка потока на входном торце световода, диаметр которого минимизируют для повышения его гибкости, а также в целях повышения качества последующего пространственного преобразования излучения.

Примером модулей с эффективным выводом излучения через световод минимального диаметра (до 0,1 мм) могут служить изготавливаемые на базе Института физики твёрдого тела РАН излучающие модули типа MU0X-808-01. На рисунке 2-13 приведена схема такого модуля с тремя лазерными диодами [63].

Медное основание излучающего модуля имеет ступени, на каждой из которых располагается лазерный диод с цилиндрическими линзами, последовательно корректирующими расходимость: сначала – по короткой оси ( $27^\circ$ ), а затем – по длинной ( $6^\circ$ ), и поворотное зеркало. Ступенчатое расположение лазерных диодов позволяет сформировать на фокусирующей линзе их суммарный поток в виде щелевых пучков, расположенных горизонтально один под другим, и собрать их после прохождения через линзу в световоде. К основанию модуля герметично крепится алюминиевый корпус, внутреннее пространство откачивается и заполняется инертным газом – для предотвращения инородных осадений на излучающие поверхности лазерных диодов (в том числе - влаги).

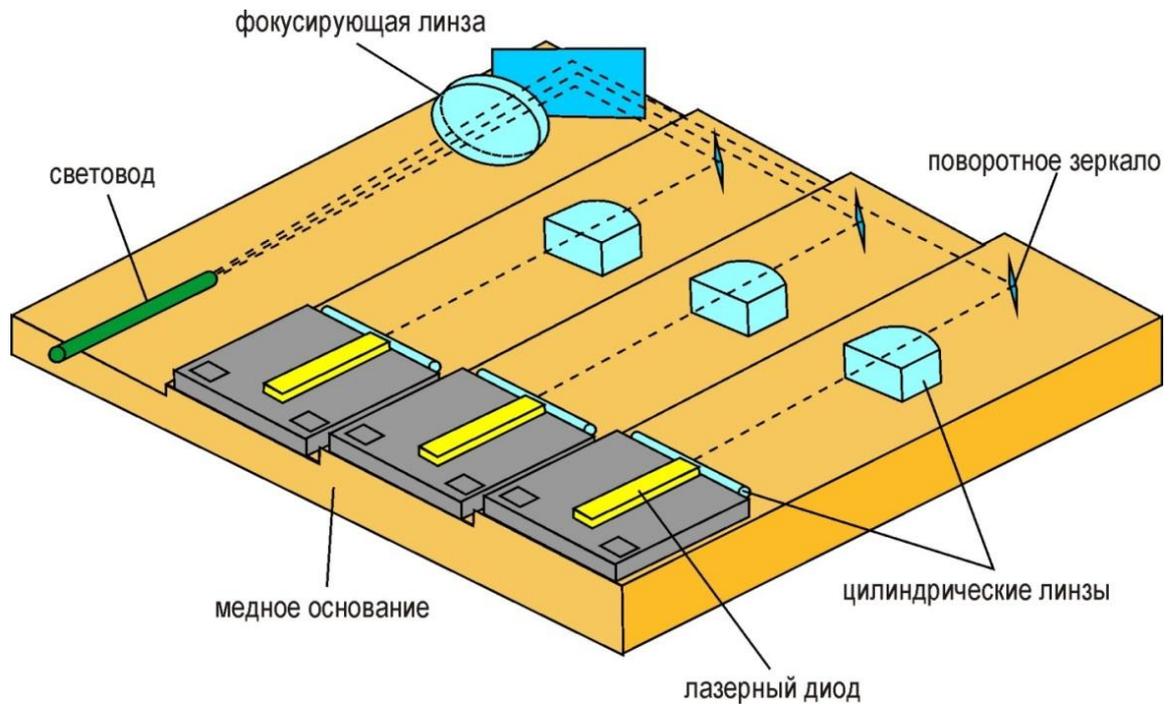
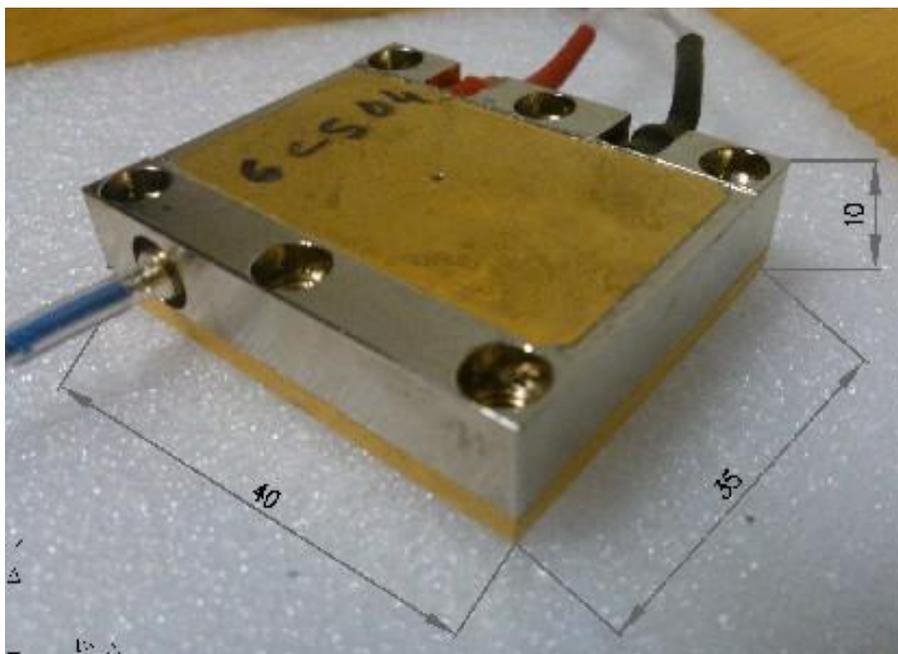


Рисунок 2-13. Конструкция излучающего модуля оптического лазерного маяка

В применяемой конструкции максимально снижено влияние тепловыделения при работе лазерного диода, которое составляет до 60% от потребляемой энергии. Тепловой контакт лазерного диода с основанием обеспечивается через пайку, для чего основание предварительно золотят. Поскольку тепловые потоки направлены перпендикулярно основанию, высокая теплопроводность меди обеспечивает эффективный сток тепла в платформу, предотвращая возникновение в поперечном направлении градиентных зон, которые могли бы привести к смещению взаимного расположения оптических элементов и их разъюстировке. В результате этого создаётся высокая однородность тепловых условий в пределах каждой ступени основания модуля, что обеспечивает устойчивое положение луча после зеркала и стабильность в расположении лучей по вертикали на линзе при термоциклировании.

Крепление модуля к термостабилизированной платформе КА производится по нижней плоскости основания, являющейся посадочной поверхностью, через симметрично распределённые по периферии основания отверстия – для предотвращения механических деформаций, которые при закреплении могли бы отразиться на юстировке оптического тракта (рисунок 2-14).



*Рисунок 2-14. Внешний вид излучающего модуля оптического лазерного маяка*

При подаче системой управления бортового питания от посадочной станции на блок управления оптического лазерного маяка последний обеспечивает плавный (в течение нескольких секунд) выход лазерных диодов модуля на режим – для предотвращения ударного теплового воздействия на их рабочую среду. В общем случае один блок управления может обслуживать несколько излучающих модулей. Лазерные диоды в модуле включаются последовательно; рабочее напряжение на диоде –  $1,4 \div 2,0$  В (в зависимости от типа), рабочий ток – 6 А. Блок управления имеет размеры  $118 \times 105 \times 25$  мм, герметичный алюминиевый корпус, заполняется инертным газом и крепится к термостабилизированной платформе.

Сборка оптического лазерного маяка представлена на рисунке 2-15.

Излучение модуля по световоду сквозь теплоизолирующее покрытие приборного отсека КА передаётся на оптическую сборку, закреплённую на кронштейне корпуса КА и формирующую пространственное распределение потока. Преобразование электрической энергии в излучение производится с эффективностью 20 % – при выводе излучения световодом диаметром 100 мкм такая эффективность представляется на сегодня предельно возможной [64].

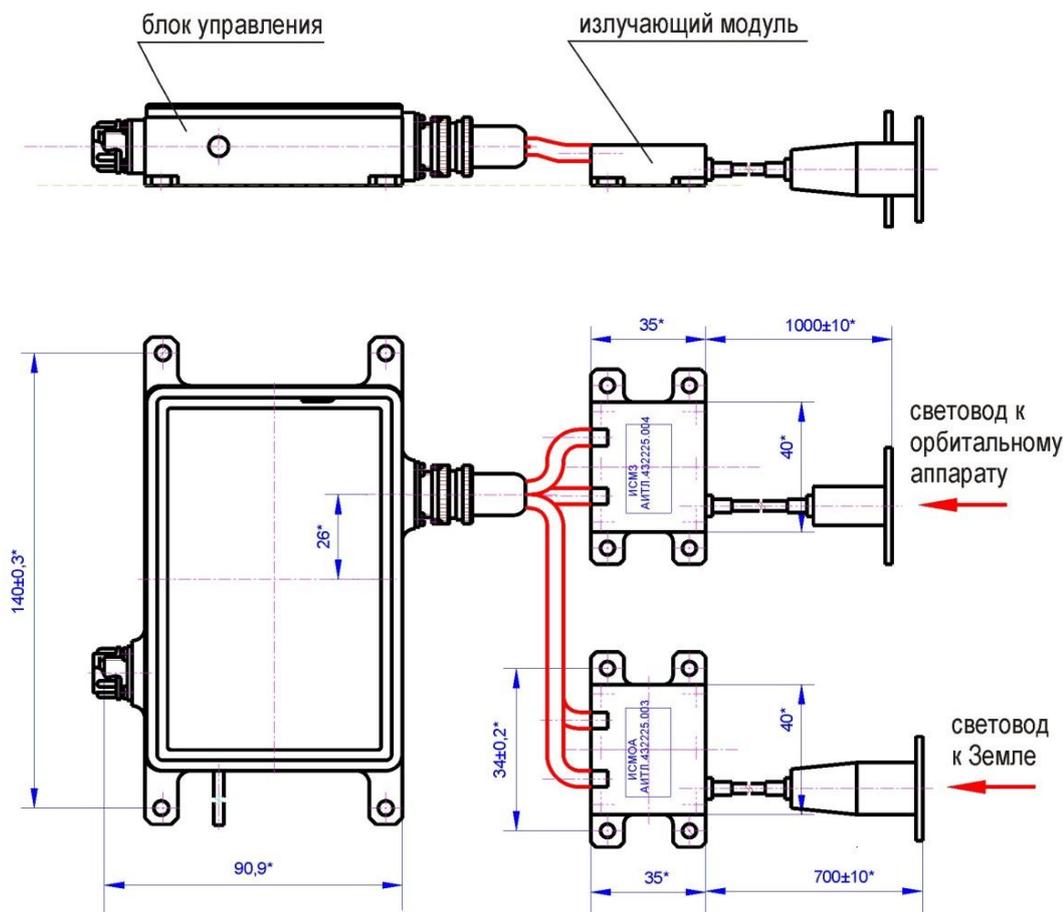
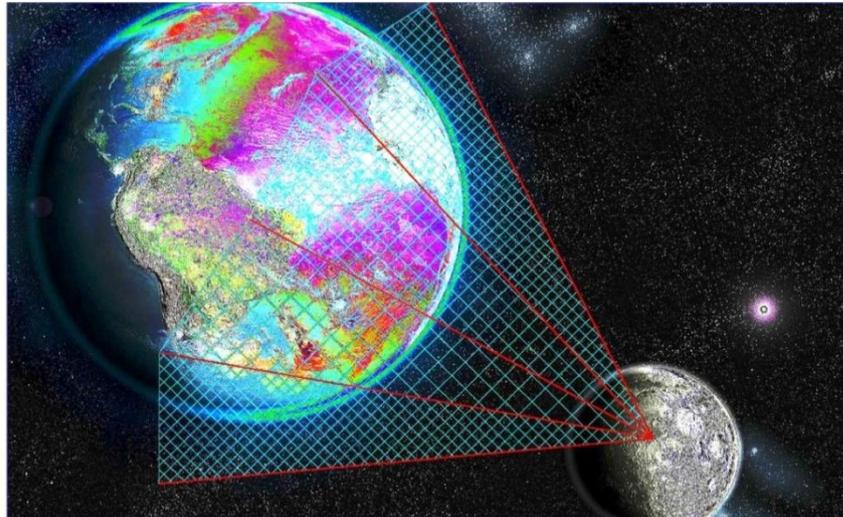


Рисунок 2-15. Сборка оптического лазерного маяка

Выходное окно световода на входе оптической сборки, работающей в условиях открытого космоса, представляет собой сверхяркий источник, малые размеры которого создают условия для решения прикладных задач, требующих высокой концентрации излучения. Например, для локализации объектов на Луне при решении проблем картографирования разработанная компактная оптическая сборка в данных условиях позволяет локализовать пучок излучения с расстояния 200 км.

Оптические сборки лазерного маяка, направленные в сторону ОА, в проектах «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1» являются идентичными, тогда как оптические сборки выходящего в сторону Земли излучения принципиально различаются. Поскольку в параметры излучателя заложена компенсация неровностей грунта в месте посадки, по сути реализуется вариант, альтернативный корректировке направленности с помощью механического привода, что существенно усложнило бы задачу. Для этого в проекте «Луна-Ресурс-1» используется матрица из девяти

излучающих разнонаправленных элементов оптической сборки, каждый из которых может быть активирован в зависимости от ориентации КА после посадки и дополняет другие по направленности – для образования совокупности всех возможных направлений, охватывающих Землю (рисунок 2-16).



*Рисунок 2-16. Разнонаправленность оптического излучения лазерного маяка*

Таким образом, компенсация случайного положения КА производится соответствующим выбором того из девяти каналов, который направлен в данный момент на Землю (определяется программным путём по звёздной ориентации).

Контроль распределения плотности мощности излучения, обеспечиваемой оптическим лазерным маяком в пределах заданного телесного угла на больших расстояниях, может выполняться в пределах лаборатории, если отсутствует поглощение потока излучения в пространстве между ИИ и РУ (обеспечивается открытым космосом) и источник излучения является точечным. Используя то обстоятельство, что выходящий из окна оптической сборки поток излучения расходится из виртуальной точки, определяемой расчётным путём, её можно принять за место нахождения точечного источника потока. Плотность мощности излучения, создаваемая оптическим лазерным маяком на удалённом объекте, определяется через закон квадратов расстояний по значению, измеренному в лабораторных условиях на расстоянии одного – двух метров от точечного источника. Угловое сканирование зоны излучения обеспечивается аппаратно-программными методами.

## Испытания оптического лазерного маяка

При контроле параметров оптического лазерного маяка сначала с помощью соотношения спектров излучения фона и пропускания фильтра определяется требуемое значение облучённости объектива камеры  $E_{нат}$  (корректируется значение  $E$ , полученное выше для дневных условий; при отсутствии светофильтра корректировка не требуется). По закону квадратов расстояний значение облучённости  $E_{нат}$  на расстоянии 200 км приводят к облучённости  $E_{лаб}$  на расстоянии  $L_{лаб}$ , на котором производятся измерения в лабораторных условиях. Например, при  $L_{лаб}=5$  м получаем:

$$E_{лаб} = E_{нат} \frac{(2 \cdot 10^5)^2}{L_{лаб}^2} = E_{нат} \frac{4 \cdot 10^{10}}{25^2} = 6,4 \cdot 10^7 E_{нат} \text{ Вт/м}^2.$$

Полученное значение сравнивается с результатами измерений облучённости, создаваемой оптическим лазерным маяком на расстоянии 5 м под углом  $12,5^\circ$  от оси.

Считаем, что поток излучения маяка заключён в пределах телесного угла  $\Omega=5^\circ$  и составляет 2 Вт.

Решаем задачу, обратную предыдущему случаю. Поток, соответствующий  $I_{0,5}=\text{const}$  по уровню 0,5 от  $I_{max}$ , будет приблизительно в 1,7 раза меньше исходного, т.е. составит  $\sim 1,2$  Вт (индикатриса излучения с подобным же формфактором). Тогда имеем:

$$I_{0,5} = \frac{F}{\Omega} = \frac{1,2}{2\pi \left(1 - \cos \frac{5}{2}\right)} \text{ Вт/ср} = 200 \text{ Вт/ср},$$

и соответствующая этой интенсивности облучённость приёмника на Земле без учёта поглощения в атмосфере и фонового излучения Луны составит:

$$E = \frac{I_{0,5}}{R_3^2} = \frac{200}{(3,8 \cdot 10^8)^2} = 1,4 \cdot 10^{-15} \text{ Вт/м}^2.$$

При контроле параметров оптического лазерного маяка ожидаемое на Земле значение облучённости  $E$  приводят по закону квадратов расстояний к облучённости  $E_{\text{лаб}}$  на расстоянии  $L_{\text{лаб}}$ , на котором производятся измерения в лабораторных условиях. Например, при  $L_{\text{лаб}} = 5$  м получаем:

$$E_{\text{лаб}} = E \frac{(3,8 \cdot 10^8)^2}{L_{\text{лаб}}^2} = \frac{1,4 \cdot 10^{-15} \cdot (3,8 \cdot 10^8)^2}{25^2} = 0,3 \text{ Вт/м}^2.$$

Полученное значение сравнивается с результатами измерений облучённости, создаваемой оптическим лазерным маяком на расстоянии 5 м под углом  $2,5^\circ$  от оси.

Комплекс системы оптических маяков (СОМ) КА «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1» подвергается проверке работоспособности с использованием комплекта контрольно-проверочной аппаратуры (КПА).

В состав комплекса СОМ входят:

- подсистема излучателей СОМ, включающая:
  - излучатель ОМОА, состоящий из лазерного диодного модуля, световода и оптической сборки,
  - излучатель ОМЗ, состоящий из лазерного диодного модуля, световода и оптической сборки,
  - жгут системы управления СОМ;
- блок управления системой оптических маяков.

Излучатели оптических маяков (лазерные диоды) по степени опасности генерируемого излучения относятся к продуктам 4-го класса. Персонал, работающий с излучателями, должен использовать специальные защитные очки. Воздействие лазерного излучения на глаза категорически недопустимо, поскольку может вызвать необратимое разрушение сетчатки.

В состав комплекта КПА комплекса СОМ входит:

- пульт контроля;
- блок термодатчиков;
- источник питания АТН-1031;

- источник питания АТН-1246;
- мобильный ПК НР с установленной в нём программой проверки КПА СОМ;
- измеритель мощности лазерного излучения;
- кулер с адаптером АС-DC (12 В, 1 А);
- оптическая скамья;
- комплект средств контроля параметров.

На пульте контроля КПА расположены органы индикации:

- «3.3 В» – подано питание 4 В;
- «27 В» – подано питание 27 В;
- «ПИТАНИЕ» – подано/отключено питание на выбранный для работы излучатель;
- «ОМОА/ОМЗ» – индицирует выбранный для работы излучатель:  
ОМОА – если погашен; ОМЗ – если горит;
- «ПЕРЕГРЕВ» – указывает на нагрев свыше заданной температуры одной из составных частей изделия: ОМОА, ОМЗ или блока управления СОМ; питание при этом отключается.

Проверка производится последовательно сначала для одного излучателя, затем – для другого (одновременно излучатели не включают). Выбор иницируемого излучателя (ОМОА или ОМЗ) осуществляется через интерфейс программы проверки.

Проверка изделия на функционирование при помощи КПА включает:

- автоматическую проверку связей, правильности выполнения команд, общего состояния изделия;
- определение пространственного распределения мощности потоков излучения, а также облучённостей, создаваемых излучателями ОМОА и ОМЗ на заданном удалении.

Автоматическая проверка состояния изделия осуществляется при его включении.

Определение пространственного распределения выполняется путём измерения зависимостей излучаемой мощности от осевого отклонения в пределах телесных углов излучения для ОМОА и ОМЗ. Перемещение излучающей

оптической сборки по углу  $\alpha$  (рисунок 2-17) и регистрация излучаемой мощности производится автоматически, поворот её на угол  $\beta$  вокруг оси – вручную.

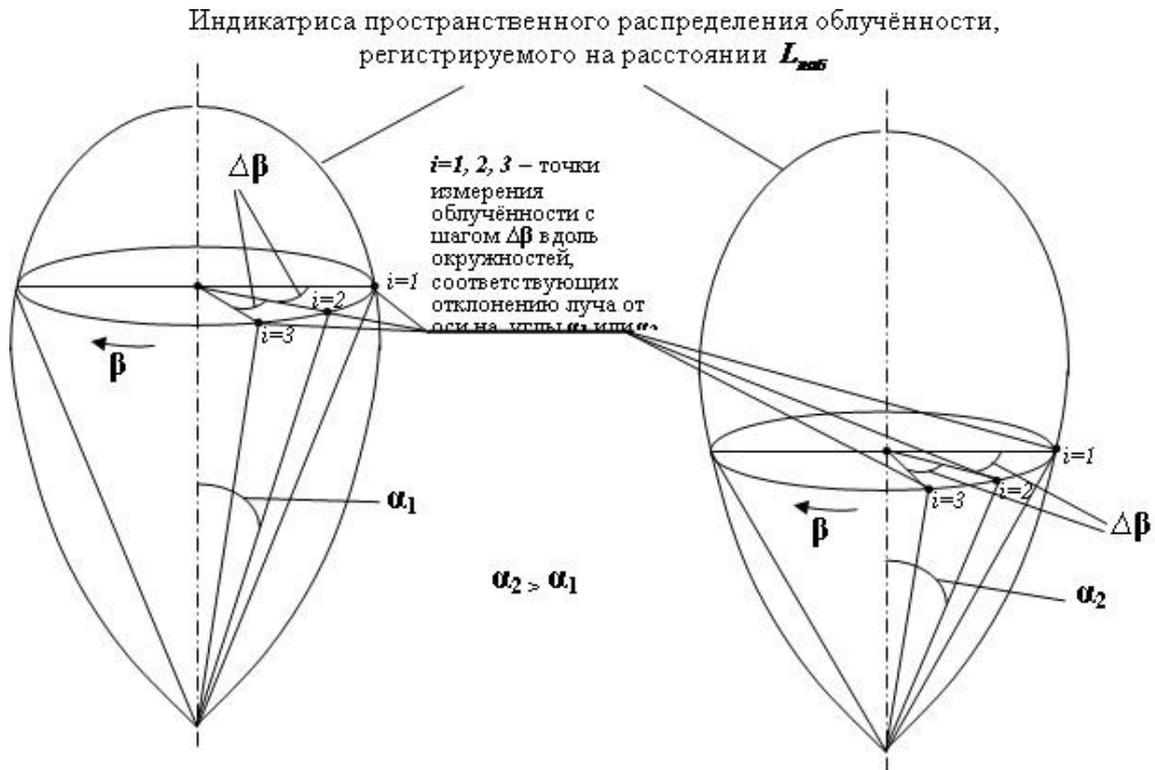


Рисунок 2-17. Пространственное распределение потока излучения

Автоматически отклоняя излучатель по углу  $\alpha$  в горизонтальной плоскости, соответствующей текущему значению  $\beta$ , снимают индикатрису углового распределения мощности излучения, регистрируя через каждые  $\Delta\alpha^\circ$  мощность излучения на приёмнике. Поскольку расстояние регистрации и приёмная площадка сенсора неизменны, получаемая индикатриса соответствует также угловому распределению силы излучения и облучённости, создаваемой источником на данном расстоянии.

Поворачивая вручную излучатель в оправе вокруг своей оси на  $360^\circ$ , через каждые  $\Delta\beta^\circ$ , отсчитываемые по шкале лимба оправы, повторяют автоматическую регистрацию углового распределения мощности в соответствующей полуплоскости.

Полученный двумерный массив состоит из значений мощности излучения, измеренных с дискретом  $\Delta\alpha^\circ$  и  $\Delta\beta^\circ$  и в пространстве полярных координат в

идеализированном случае образующих яйцеобразную поверхность, представленную на рисунке 2-17.

По результатам измерений строятся графики:

- График I – угловое распределение мощности  $\{F\beta(\alpha); \beta = const\}$  при отклонениях  $\alpha$  от осевого направления излучения – в полуплоскостях, проходящих через ось и повернутых относительно друг друга с интервалом  $\Delta\beta^\circ$ . Для текущей плоскости регистрации результат воспроизводится на экране непосредственно в ходе измерений;
- График II – распределение облучённости  $\{E\alpha(\beta); \alpha = const\}$  вдоль поверхности конуса с углом  $\alpha$  при вершине, соответствующим отклонению от оси излучения, – для заданных значений  $\alpha n$ ;
- График III – угловое распределение усреднённых по окружности (по углам  $\beta$ ) значений облучённости  $E(\alpha)$ ;
- График IV – зависимость мощности потока излучения от телесного угла, охватывающего поток  $F(\alpha)$ .

Графики выводятся на экран компьютера в диалоговых окнах, вызываемых нажатием соответствующих кнопок. Предусмотрена возможность вывода графиков на печать с помощью лазерного принтера.

По результатам анализа предоставленной программой графической информации делается вывод о соответствии параметров излучения предъявляемым к комплексу техническим требованиям.

При запуске программы выполняется процедура выбора осевого направления потока излучения. Определяется максимальное значение мощности излучения; в пределах заданного угла снимается распределение мощности и определяются направления, при которых уровень мощности составляет половину от максимального; середина между этими направлениями принимается за осевое направление для последующих измерений.

При регистрации углового распределения излучаемой мощности поворотное устройство устанавливает излучатель в требуемом направлении, и после паузы, необходимой для релаксации сенсора к новому уровню воздействия, выполняется

серия измерений уровня мощности, обеспечивающая статистический набор данных для повышения надёжности результата.

В программе предусмотрена исходная установка угла, в пределах которого требуется провести измерения, количества измерений мощности в серии, задержки перед началом первого измерения текущей серии измерений (паузы для релаксации сенсора) и угла между двумя соседними положениями поворотного устройства ( $\Delta\alpha^\circ$ ), при которых производится регистрация мощности излучения, а также расстояние между источником излучения и приёмником. Для обеспечения привязки к программному обеспечению регистрирующей аппаратуры в начальных установках предусмотрено введение серийного номера поворотного устройства. Настройки доступны пользователю через пункт меню «Измерения...» в категории «Настройки» меню программы.

Данные системы оптических лазерных маяков прошли весь комплекс автономных испытаний, которые подтвердили все необходимые оптические характеристики для работы на поверхности Луны.

## **2.4 Оценка эффективности совместных измерений приборов микроволнового и оптического диапазонов для лунных аппаратов**

Для получения точного расположения посадочных станций на лунной поверхности, то есть для уточнения места посадки на два порядка по сравнению с баллистическим прогнозом, точной привязки орбиты лунного спутника к положению посадочных станций рассматривается гибридная система, в состав которой входят приборы микроволнового и оптического диапазонов. Данная система разработана авторским коллективом АО «НПО Лавочкина» и ИКИ РАН, в состав которого входила и автор данного диссертационного исследования.

*Приборы микроволнового диапазона* включают радиомаяк, установленный на посадочных станциях, и приемник Ка-диапазона (ПКД), установленный на орбитальном аппарате. Первая навигационная задача, которую предполагается решить с помощью радиомаяка, - высокоточное определение селенодезических

координат места посадки методом РСДБ, принимая сигнал радиомаяка в диапазоне 8,4 ГГц наземными антеннами. Требуется минимум три приемных станции. Точность определения координат посадочных модулей в системе селенодезических координат составит порядка 1 м.

Вторая навигационная задача - это привязка положения орбиты орбитального аппарата к точкам расположения посадочных аппаратов. Измерения основаны на точном определении скорости орбитального аппарата путем приема сигнала радиомаяка в диапазоне 32 ГГц. Скорость определяется путем измерения доплеровского сдвига частоты сигнала радиомаяка. Предполагаемая точность измерения скорости - порядка 1 мм/сек, ускорения - порядка 0,1 мм/сек<sup>2</sup>. Измерения могут проводиться на всех обсуждаемых орбитах от низкой (около 50 км) до высокой (около 500 км). На рисунке 2-18 представлена баллистическая схема совместной работы радиомаяков и ПКД.

Точность решения служебной и научной задач определяется стабильностью частоты сигналов радиомаяков и точностью измерения сдвига Доплера прибором ПКД. В свою очередь, стабильность частоты сигналов радиомаяков и точность измерения сдвига Доплера определяются качеством стандарта частоты («часов»), примененных в радиомаяках и приемнике ПКД. В качестве стандарта частоты предполагается применить прецизионный кварцевый генератор типа ОСХО 8607 (BVA8607) производства Oscilloquartz, Switzerland. Этот кварцевый генератор был успешно использован на КА ESA «Mars Express», «Venus Express», «Rosetta». Нестабильность частоты генератора ОСХО 8607 не превышает  $10^{-13}$  на временах накопления 1...250 секунд.

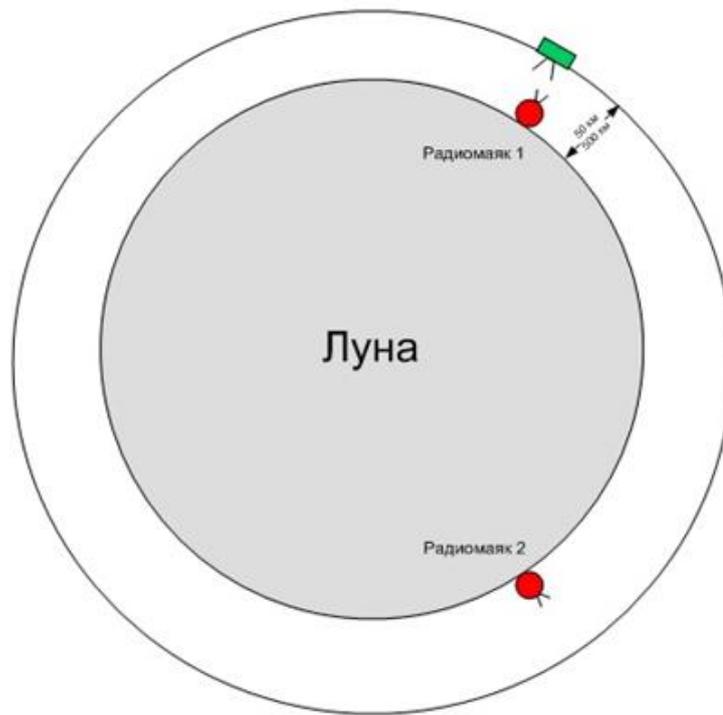


Рисунок 2-18. Схема решения навигационной задачи радиомаяком и ПКД

Существенными параметрами, влияющими на точность эксперимента, являются ширина спектральной линии излучения радиомаяка и уширение этой линии после преобразования в приемнике ПКД. Ширина спектральной линии сигнала, поступающего на обработку, определяет интервал времени возможного накопления сигнала. Этот параметр в основном зависит от величины фазовых шумов опорных генераторов («часов»), примененных в радиомаяке и в приемнике ПКД.

Приняв, что при уменьшении частоты отстройки в 10 раз уровень фазового шума увеличивается на 15-20 дБ, можно показать, что ширина спектральной линии на частоте 32 ГГц не превышает 0,01 Гц. При такой ширине спектральной линии сигнала, поступающего на обработку, возможно время накопления до 100 секунд.

Важным параметром является потенциал радиоканала, или величина отношения  $P_R/P_N$  (мощность сигнала/мощность шума) на максимальных дальностях приема.

В радиомаяках и в приемнике ПКД предполагается применить одинаковые антенны с шириной диаграммы направленности 120 градусов. При высоте орбиты 500 км будет исследоваться область на поверхности Луны диаметром не менее 1800 км (мощность, излучаемая радиомаяком 0,5 Вт).

Мощность шума определяется шумовой температурой приемника, температурой фона и шириной полосы сигнала. Предполагается реализовать приемник с собственной температурой шума 150 К, что вместе с шумовой температурой фона 200 К даст суммарную температуру шума на входе приемника 350 К. В предположении, что накопление сигнала будет происходить в 10-секундном интервале, мощность шума в полосе 0,1 Гц будет  $5 \cdot 10^{-22}$  Вт, а отношение  $P_R/P_N=2 \cdot 10^4$ . Это позволит обеспечить надежные измерения.

К *приборам оптического диапазона* относятся оптические лазерные маяки, установленные на посадочных аппаратах, и телекамера (ЛСТК-100), установленная на орбитальном аппарате, а также уголки отражатели на посадочных аппаратах и лазерный прожектор на орбитальном аппарате. Навигационные задачи в оптическом диапазоне решаются, во-первых, путем приема сигналов оптических лазерных маяков, установленных на посадочном аппарате, телекамерой ЛСТК-100. Во-вторых, предполагается, что ЛСТК-100 будет регистрировать отраженные световые сигналы лазерного прожектора, установленного на орбитальном модуле. Отражение будет осуществляться уголковыми отражателями, установленными на посадочном модуле, а также отражателями, установленными предыдущими лунными миссиями.

Предполагается, что регистрация излучения оптических лазерных маяков посадочных модулей будет производиться телевизионной камерой ЛСТК-100.

Принцип действия камеры ЛСТК должен быть основан на построчной регистрации движущегося оптического изображения, формируемого в фокальной плоскости объектива. При этом движение проекции изображения осуществляется за счет движения космического аппарата относительно снимаемой поверхности.

Съемка камерой ЛСТК-100 должна производиться с космического аппарата, находящегося на околокруговой лунной орбите, имеющего трехосную ориентацию и систему стабилизации углового положения в орбитальной системе координат.

Съемка камерой ЛСТК-100 должна производиться с КА, находящегося в надирной орбитальной ориентации. Вектор линейного перемещения КА при этом должен быть перпендикулярен проекции линейных ПЗС-датчиков камеры ЛСТК на поверхность Луны.

Комплексная работа оптических лазерных маяков и радиомаяков на посадочной станции, бортового прожектора для зондирования уголкового отражателей, телекамеры ЛСТК-100 и приемника ПКД при достаточном обеспечении их временными привязками позволит методом уравнивания массива измерений:

- получить параметры орбиты лунного спутника с точностью не хуже 20 метров;
- построить каркас селенодезических координат с точностью порядка 10 метров (повысить в 100 раз мировой уровень);
- определить положение посадочного модуля относительно деталей лунного рельефа с точностью не хуже 6 метров;
- определить положение полюса оси вращения Луны с метровой точностью (повысить в 1000 раз мировой уровень).

В результате решения служебной задачи - получения точного места посадки - появляется дополнительная возможность точного определения положения полюса Луны и точного измерения продолжительности каждого витка лунного спутника. Перспективы реализации этой возможности требуют дополнительного рассмотрения. Важнейшим фактором в достижении высокой точности координатных измерений является обеспечение временной привязки кадров телевизионной камеры ЛСТК-100 и микроволнового приемника ПКД.

ЛСТК-100 и ПКД следует также поддерживать синхронными с телевизионными и радиокадрами измерениями мгновенной ориентации КА по измерениям звездных датчиков. В результате комплексного использования цифровых изображений ЛСТК-100 и измерений скорости ПКД будет реально решена задача построения трехмерной цифровой карты Луны метрового уровня точности с полной привязкой всех деталей поверхности к жесткому каркасу селенодезических координат.

## **2.5 Выводы к главе**

1. Разработана схема определения местоположения посадочных станций с помощью ТВ-камеры орбитального аппарата и оптических лазерных маяков.
2. Определены основные параметры и разработана конструкция оптического лазерного маяка для лунных посадочных станций «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс-1». Экспериментально подтверждены характеристики разработанных оптических лазерных маяков, включая и летные образцы данных маяков.
3. Показана система совместного использования оптических лазерных маяков и радиомаяка, которая повысит точность навигационной космической задачи по определению координат посадочной станции на Луне.

### 3. ЛОКАЛИЗАЦИЯ И ИДЕНТИФИКАЦИЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ АВТОНОМНЫХ ОПТИЧЕСКИХ ЛАЗЕРНЫХ МАЯКОВ

#### 3.1 Использование автономных оптических лазерных маяков на борту околоземных КА

Автономные оптические лазерные маяки должны быть выполнены в виде отдельного модуля, содержащего собственную систему энергопитания и управления, что позволит при установке их на борту околоземного космического аппарата позиционировать КА на орбите с использованием наземных оптических средств контроля как работающих, так и утративших работоспособность КА. Такие автономные оптические лазерные маяки позволят решить следующие задачи (рисунок 3-1):

- рациональное размещение оптических лазерных маяков на КА позволит определить координаты и параметры ориентации КА из наблюдений пассивными наземными оптическими средствами;
- наблюдения КА оптическими средствами контроля ОКП независимо от размеров КА и типа его орбиты;
- независимый индикатор работоспособности космического аппарата;
- взаимное положение КА в орбитальных группировках.

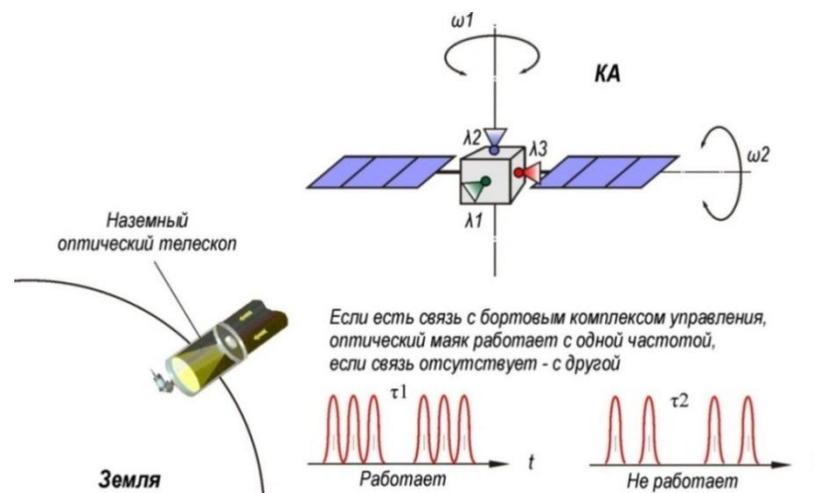


Рисунок 3-1. Задачи, решаемые установленными на КА автономными оптическими лазерными маяками

Дополнительный контроль состояния КА необходим в сложных и аварийных ситуациях:

- при потере ориентации КА;
- при отсутствии телеметрической информации;
- при сомнении в штатном функционировании КА;
- при необходимости получения точной координатной информации.

В случае нештатных ситуаций аппараты на околоземных орбитах контролировать крайне сложно. Если в результате потери ориентации КА связь с ним отсутствует, чрезвычайно важно в самое короткое время установить ориентацию аппарата и определить моменты времени, когда радиоантенна ориентирована на Землю и КА может принимать управляющие команды. Наземные фотометрические измерения позволяют проводить такую работу, но получение необходимого для этого наблюдаемого материала требует много времени. Так, например, выведенный на ГСО 6 сентября 1999 г. спутник «Ямал-1» не заработал. Был проведен анализ фотометрических наблюдений спутника для выяснения его ориентации, так как предполагалось, что его антенны не поддерживают ориентацию на Землю [65]. В транспортном положении спутник имел форму куба, и в кривых блеска ИСЗ наблюдалось большое число пиков примерно одинаковой амплитуды, а в спектре мощности выделялись четыре основные частоты, что говорило о сложном характере вращения аппарата. На рисунке 3-2 изображена кривая блеска аварийного спутника «Ямал-1».

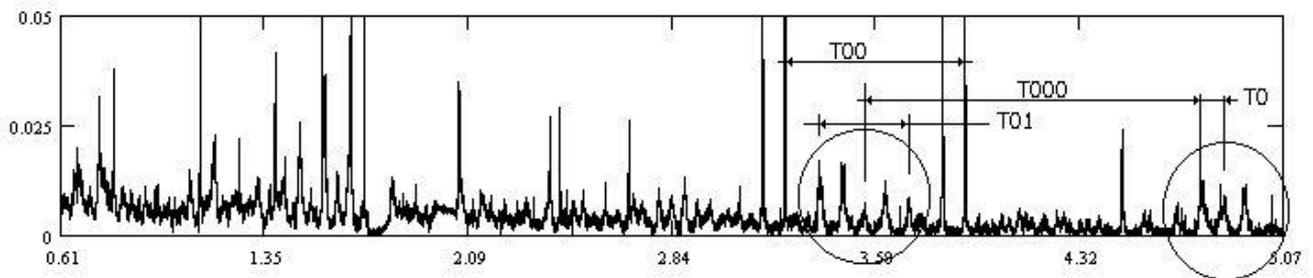


Рисунок 3-2. Кривая блеска аварийного спутника «Ямал-1» [65]

Однозначно сопоставить наблюдаемые пики яркости с поверхностями спутника удалось только после получения спектров отдельных вспышек. Трудно было предположить, что при периоде вращения  $\langle T_0 \rangle = 337,3$  сек продолжительность вспышек зеркального отражения с сильным синим избытком составила от 20 до 40 сек. Это обстоятельство, вместе с величиной амплитуды вспышки, дало основание утверждать, что наблюдалось отражение от нераскрывшейся панели солнечной батареи (при этом ее нормаль близка к оси вращения спутника), а также распознать природу отдельных пиков яркости и определить параметры вращения аппарата. На рисунке 3-3 изображен спектр зеркального отражения от панели солнечной батареи ГСС «Ямал-1» с явно выраженным синим избытком.

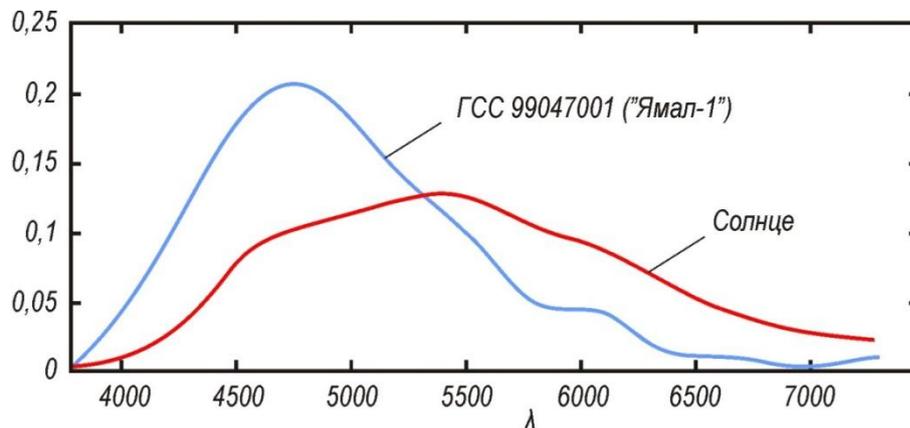


Рисунок 3-3. Спектр зеркального отражения от панели солнечной батареи ГСС «Ямал-1» с явно выраженным синим избытком [65]

Аналогичная ситуация имела место при неудачном запуске КА «Фобос-Грунт», когда отсутствие устойчивой связи с КА не позволило восстановить над ним контроль, и аппарат был потерян. Вместе с тем оперативный контроль ориентации КА может быть гарантирован при проведении оптических наблюдений, если на борту КА установить искусственный источник света – оптический лазерный маяк автономного действия.

Разработка различных малых и микроспутников технически оправдана и технологически реализуема, и все космические державы активно развивают это направление. Как правило, научная значимость результатов, получаемых на борту

таких КА, зависит от знания пространственного расположения аппаратов в момент измерений. Для малоразмерных аппаратов их наземные наблюдения могут оказаться трудноосуществимыми и очень ненадежными. Малоразмерные цели неуверенно контролируются радиолокаторами, и они имеют очень низкую видимую яркость, что затрудняет их наблюдение оптическими средствами. Получение и анализ фотометрических свойств аппаратов при нештатных ситуациях, по схеме, использованной при анализе состояния КА «Ямал-1», практически нереально. В этих случаях автономные оптические лазерные маяки могут оказаться единственным способом получить представление об их состоянии.

Кроме того, существуют специализированные спутники, которые находятся на неудобных для оптических наблюдений орбитах, например, на солнечно-синхронной, когда спутник можно наблюдать только во время сумерек и при неблагоприятной фазе, его наблюдения в оптическом диапазоне спектра не могут быть гарантированы, и исследователям приходится довольствоваться результатами радиолокационных наблюдений, существенно уступающими оптическим по точности измерений орбитальных параметров.

Кодированием светового сигнала маяка через систему бортового опроса служебных систем можно контролировать работоспособность отдельных узлов и КА в целом независимо от телеметрических каналов.

Уже сейчас в некоторых областях ОКП находятся группировки спутников, различать которые позволяет только длительная история поведения всей группировки. Установка на борт оптических лазерных маяков с кодированным сигналом позволит оперативно и однозначно выделять нужный КА даже в очень тесной группировке. Эта функция оптических лазерных маяков будет особенно востребована при переходе на системы лазерной связи с узкой диаграммой направленности связного пучка света.

Еще один класс задач, который может быть разрешен с помощью бортовых оптических лазерных маяков, связан с предельно высокой точностью

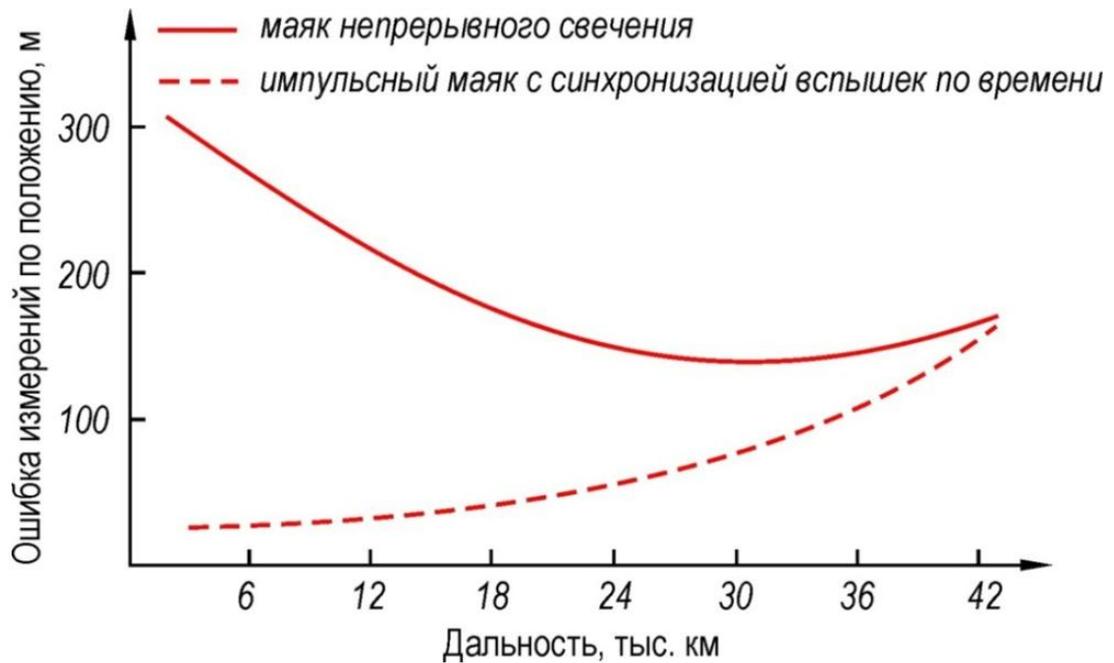
позиционных измерений, которую допускают законы оптики. Теория распространения электромагнитных волн однозначно показывает, что проведение угловых и дистанционных измерений в оптическом диапазоне способны обеспечить точность на три порядка выше, чем при использовании радиодиапазона.

Циклограмма работы оптических лазерных маяков будет зависеть от типа космического аппарата. Конечно, предложенные оптические лазерные маяки являются дополнительным средством к имеющимся средствам измерения, но применение их позволит в отдельных случаях увеличить точность измерения и повысить надежность определения координат спутников. На рисунке 3-4 показана схема уровней применения оптических лазерных маяков в зависимости от типа космических аппаратов, что определяется как орбитой работы космического аппарата, так и типом этого аппарата.



Рисунок 3-4. Схема применения автономных оптических лазерных маяков для космических аппаратов в зависимости от орбиты

Оценка точности измерения положения КА, по оптическим наблюдениям бортового оптического лазерного маяка, в зависимости от расстояния до КА показана на графике (рисунок 3-5) для маяка непрерывного свечения и импульсного маяка с синхронизацией вспышек по времени.



время экспозиции телескопа – 1/25 с;  
 время мерцания импульсного маяка – 1 мс;  
 разрешающая способность телескопа – 1"

Рисунок 3-5. Зависимость точности измерения положения КА по оптическим наблюдениям бортового оптического лазерного маяка от расстояния до КА

КА с маяком непрерывного свечения на низкой орбите со скоростью 8 км/с за время экспозиции (1/25 сек) пролетит 300 метров, а на ГСО почти не сместится. Измерение положений импульсных оптических лазерных маяков существенно повысит точность временной привязки измерений. То есть КА с импульсным маяком за 1 мсек (время мерцания оптического лазерного маяка) сместится всего на 8 метров на низкой орбите и совсем не сместится на ГСО.

Для регистрации оптического излучения оптического лазерного маяка, установленного на борту КА наземными оптическими телескопами, необходимо обеспечить видимую яркость маяка, соответствующую чувствительности приемной системы в зависимости от расстояния до КА.

На рисунке 3-6 изображен график необходимого угла расходимости оптического излучения в зависимости от расстояния до КА. На графике представлены случаи, при которых оптический лазерный маяк светит с постоянной мощностью  $2 \cdot 10^{16}$  фотонов/с для телескопов чувствительностью 12 и 15 зв. величин (что соответствует потоку 15 фотонов/сек  $\text{см}^2$  и 1 фотон/сек  $\text{см}^2$  соответственно). Расчет приведен для ночных наблюдений без учета влияния атмосферы.

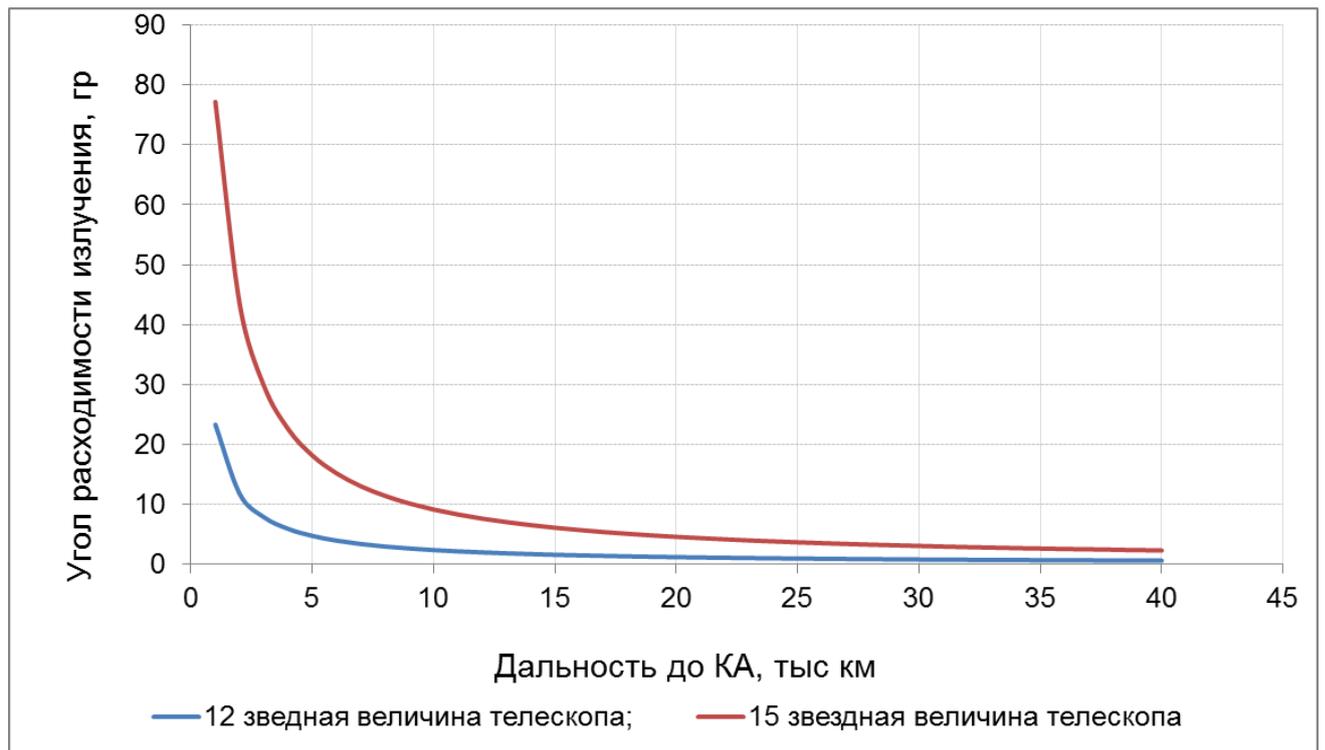


Рисунок 3-6. Зависимость необходимого угла расходимости излучения оптического лазерного маяка от расстояния до КА

Рассмотрим работу оптических лазерных маяков для некоторого класса спутников в зависимости от параметров орбиты как пример проведения анализа для определения необходимых технических параметров оптических лазерных маяков.

## **Технические параметры автономного оптического лазерного маяка для космических аппаратов на солнечно-синхронных орбитах**

Космические аппараты на солнечно-синхронных орбитах (ССО) практически невозможно контролировать оптическими средствами слежения за окружающим космическим пространством (ОКП). Во время нахождения над ночной стороной Земли они не освещены Солнцем и не видны. Во время нахождения над дневной стороной Земли рассеиваемый их поверхностью солнечный свет полностью маскируется ярким фоном дневного неба. В принципе, КА на ССО могут уверенно наблюдаться оптическими средствами контроля только в то короткое время перехода КА через терминатор, когда КА еще освещен Солнцем, а на наземном пункте наблюдений уже наступает ночь. Поэтому использование высокоточных оптических наблюдений для контроля положений КА на ССО практически исключено, и это снижает результативность контроля их движения наземными оптическими средствами и возможности своевременного прогноза столкновений КА с другими контролируруемыми объектами в ОКП.

Вопрос о гарантируемой возможности наблюдений таких объектов может быть решен при установке на борту АКА автономного оптического лазерного маяка.

Для оценки параметров такого оптического лазерного маяка примем во внимание характер оптических наблюдений АКА на пунктах контроля ОКП и особенности ССО. Наклонение таких орбит несколько превышает  $90^\circ$ , то есть ССО близки к полярным орбитам. Из расположенных на низких широтах станций наблюдений ОКП видимые траектории прохождения ССО спутников имеют направления «север-юг». Для достижения высокой координатной точности измерений через измерения положений звезд фона наблюдения на небольшой высоте над горизонтом не проводятся, так как горизонтальная и вертикальная рефракция на малых высотах вносят большие ошибки.

Угловая скорость перемещения КА на ССО в поле зрения наземных пунктов составляет до 0,5 град/сек, поэтому прохождение такого АКА через поле зрения

пункта наблюдения (ПН) на высоте  $30^\circ$  не превысит несколько десятков секунд. КА на ССО имеет смысл наблюдать во время прохождений на зенитных расстояниях  $45^\circ$  и более. Во время таких прохождений ширина телесного угла, в который попадают ПН и в котором должен быть обеспечен световой поток от маяка, должен составлять  $\sim 90^\circ$ . Нет смысла постоянно освещать всю эту зону; рационально образовать ее пучком из нескольких круговых зон и светить последовательно в каждую из них. Положим для оценочного расчета, что имеется семь зон, каждая из которых имеет угол раствора  $30^\circ$ .

Необходимо обеспечить видимую яркость оптического лазерного маяка на уровне  $12^m$  в полосе «V». Это соответствует потоку  $15$  фотонов/сек·см<sup>2</sup>. При расстоянии КА от наблюдателя в  $2 \cdot 10^8$  см (2000 км) площадь освещаемой маяком зоны составляет  $\sim 10^{16}$  см<sup>2</sup>, что требует полного светового потока от маяка на уровне  $\sim 15 \cdot 10^{16}$  фотонов/сек. При энергии фотона видимого диапазона  $3$  эВ мощность излучения маяка должна быть  $\sim 5 \cdot 10^{-3}$  Дж/сек, т.е.  $5$  милливатт. Приведенный расчет предполагает, что при дневных наблюдениях используется интерференционный фильтр с полосой пропускания, центрированной на длину волны излучения маяка, который снижает яркость дневного неба в  $1000$  раз до уровня  $12^m$  с квадратной секунды. Для уверенного приема сигнала маяка во время дневных наблюдений, при которых атмосферная турбулентность приводит к увеличению видимых размеров точечного источника до  $10''$ , его мощность следует повысить и принять равной  $0,5$  Вт.

При проведении наблюдений яркость неба (фона) не должна превышать  $10\%$  уровня полезного сигнала. В ночное время яркость неба составляет около  $18^m/\text{сек}^2$  [66], что при качестве изображения  $2''$  примерно в  $25$  раз ниже яркости рассматриваемого маяка, и влиянием яркости ночного неба на наблюдения можно пренебречь. Полагая дневную яркость неба  $5^m/\text{сек}^2$  и качество изображения в дневное время  $6''$ , получаем оценку уровня фонового сигнала в  $20000$  раз выше, чем уровень измеряемого сигнала. Понизить уровень фонового сигнала можно за счет применения интерференционных фильтров с полосой пропускания порядка  $1\text{Å}$ ; сокращение рабочего диапазона в  $4000$  раз по сравнению со всем видимым

диапазоном пропорционально понизит уровень фонового сигнала, но не изменит уровня сигнала от маяка, если он носит характер монохроматического излучения полупроводникового лазера. В результате уровень фонового сигнала от дневного неба составит 20% от уровня сигнала маяка, что гарантирует уверенную регистрацию оптического лазерного маяка в дневное время [46].

### 3.2 Математическая модель вычисления времени видимости оптических лазерных маяков на борту КА наземными оптическими телескопами

#### Время нахождения КА в зоне видимости телескопа

Для произвольной эллиптической орбиты интервал времени между прохождением спутником перигея и точкой с истинной аномалией  $\vartheta$  можно определить по формуле:

$$\frac{t - t_p}{T} = \frac{E - e \sin E}{2\pi} \quad (3.1)$$

где  $a$  – большая полуось орбиты;

$\mu$  – гравитационный параметр;

$e$  – эксцентриситет орбиты;

$E$  – эксцентрическая аномалия, связанная с истинной аномалией соотношением;

$$\tan \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{\vartheta}{2} \quad (3.2)$$

Если вычисление времени перелета спутника между двумя точками с известными величинами истинной аномалии производится достаточно просто, то определение положения спутника в заданный момент времени требует решения трансцендентного уравнения Кеплера (для этого используется метод неподвижной точки). Уравнение Кеплера будет иметь вид:

$$(3.3)$$

где  $M$  – средняя аномалия.

За нулевое приближение  $E_0$  искомого корня  $E^*$  можно принять любое число, например  $0$ ,  $M$  и др. Последовательность приближения  $E_n$  к  $E^*$  определяется следующим алгоритмом:

$$(3.4)$$

В работе [67] показано, что последовательность приближений (3.4) сходится при любом выборе начального приближения.

Для моделирования пространственного движения КА с оптическим лазерным маяком при заданных параметрах орбиты удобнее всего перейти от кеплеровых параметров орбиты к векторным. Схема моделирования вычисления времени видимости маяка для произвольного случая ориентации оптической оси маяка и оси вращения ка представлена на рисунке 3-7.

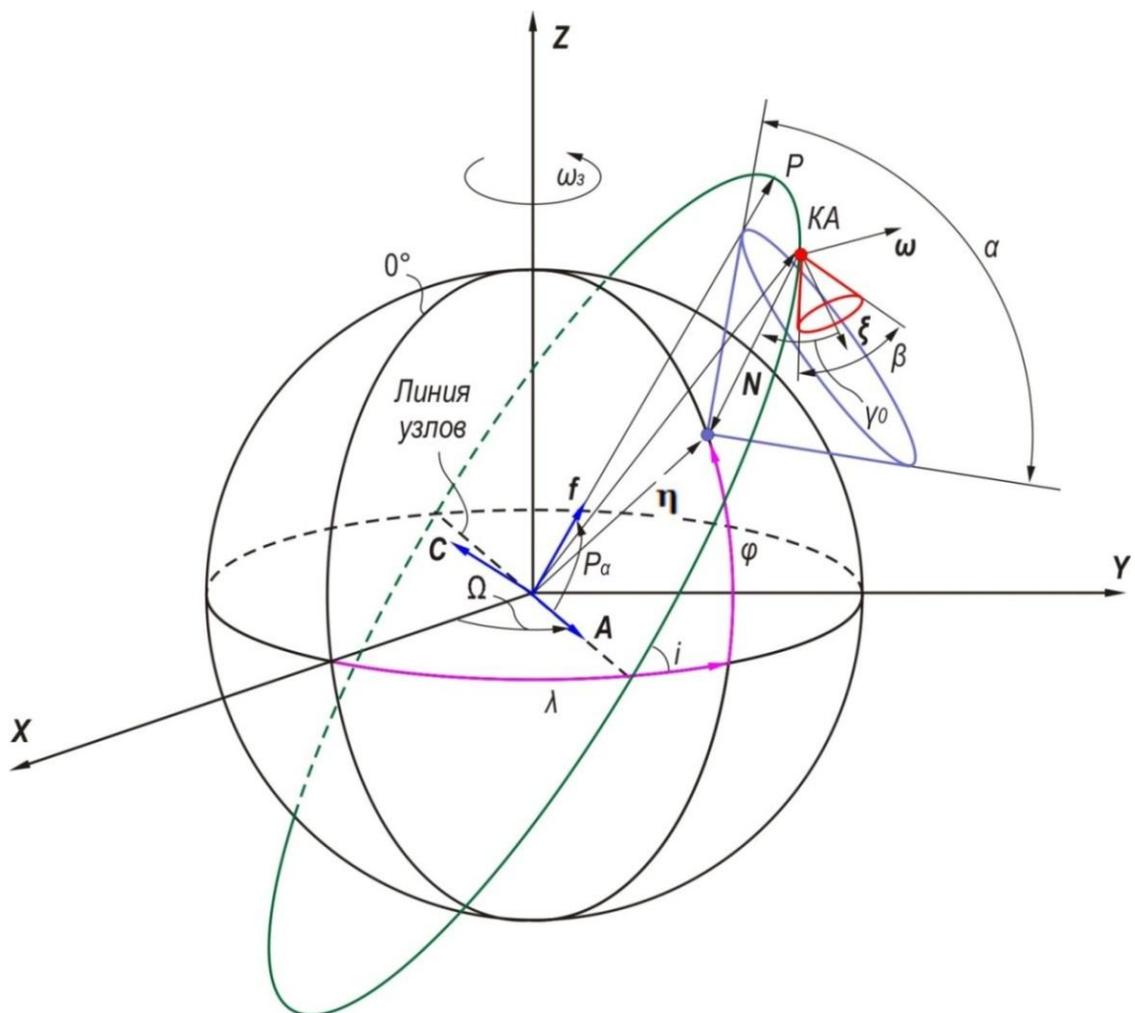


Рисунок 3-7. Положение и ориентация оптического лазерного маяка на борту КА относительно наземного оптического телескопа

На рисунке 3-7:

- вектор площадей  $\mathbf{C}$ ;
- вектор в восходящий узел орбиты  $\mathbf{A}$ ;
- вектор Лапласа  $\mathbf{f}$ ;
- вектор положения телескопа  $\boldsymbol{\eta}$ ;
- вектор направления на телескоп из маяка  $\mathbf{N}$ ;
- вектор положения перецентра  $\mathbf{P}$ ;
- вектор оптической оси маяка  $\boldsymbol{\xi}$ ;
- вектором оси вращения КА  $\boldsymbol{\omega}$ ;
- угол между вектором оптической оси и вектором направления на телескоп  $\gamma_0$ .

Исходные данные для моделирования:

- высота апоцентра орбиты  $H_a$ ;
- высота перицентра орбиты  $H_p$ ;
- наклонение орбиты  $i$ ;
- аргумент перицентра (угол между линией узлов и линией аписид)  $P_a$ ;
- долгота восходящего узла (угол от оси X до восходящего узла)  $\Omega$ ;
- угол конуса видимости телескопа  $\alpha$ ;
- долгота телескопа  $\lambda$ ;
- широта телескопа  $\varphi$ ;
- угол конуса оптического лазерного маяка  $\beta$ ;
- угловая скорость вращения Земли  $\omega_z$ ;
- время моделирования (количество витков)  $n$ .

Модельные характеристики:

- угол между осью X и проекцией вектора направления оптической оси маяка на плоскость XOY  $\zeta_a$ ;
- угол между плоскостью XOY и вектором направления оптической оси маяка  $\zeta_b$ ;
- угол между осью X и проекцией вектора вращения КА на плоскость XOY  $\omega_a$ ;
- угол между плоскостью XOY и вектором вращения КА  $\omega_b$ ;
- угловая скорость вращения КА  $\omega_{КА}$ .

Пространственная ориентация орбиты определяется двумя векторными величинами – интегралом площадей и вектором Лапласа. Положение перицентра определяется углом  $P_\alpha$  (аргумент перицентра), отсчитываемого от восходящего узла.

### Определение положения КА

Направление вектора интеграла площадей (нормаль к плоскости орбиты) можно определить по формуле:

(3.5)

где

– – – кватернион, описывающий поворот орбиты вокруг линии узлов на угол  $i$  (наклонение орбиты);

– сопряженный кватернион;

– вектор из центра в восходящий узел орбиты;

– – – кватернион, описывающий поворот орбиты вокруг нормали к плоскости экватора на угол между нулевым меридианом и линией узлов  $\Omega$  (долгота восходящего узла);

$\mathbf{Z}$  – единичный орт  $\mathbf{Z}$  земной системы координат (нормаль к плоскости экватора);

– сопряженный кватернион.

Направление вектора интеграла Лапласа (вектор из центра Земли в перицентр орбиты) можно определить по формуле:

(3.6)

где

— — кватернион, описывающий поворот вокруг вектора площадей  $S$  на угол  $P\alpha$  (аргумент перицентра);

— сопряженный кватернион.

### Определение ориентации оптического лазерного маяка и телескопа

Ориентация оптического лазерного маяка задается единичным вектором оптической оси маяка  $\xi$ , единичным вектором оси вращения КА  $\omega$  и угловой скоростью вращения КА  $\omega$  (см. рисунок 3-7). Световой конус оптического лазерного маяка задается углом  $\beta$ .

Положение телескопа  $\eta$  на поверхности Земли определяется его географическими координатами (широта  $\varphi$  и долгота  $\lambda$ ):

$$\eta = \dots \quad (3.7)$$

где

— — кватернион, описывающий поворот вокруг оси  $Z$  на угол  $\lambda$ ;

— сопряженный кватернион;

— — кватернион, описывающий поворот вокруг оси

;

— сопряженный кватернион.

Поле зрения телескопа ограничено конусом видимости с углом  $\alpha$ . Центральная ось конуса совпадает с направлением радиус-вектора из центра Земли в точку  $(\varphi, \lambda)$ .

## Алгоритм моделирования времени видимости оптического лазерного маяка

1. В начальный момент времени КА находится в условном перицентре орбиты, положение которого можно менять заданием угла  $P_\alpha$ .

2. Моделирование происходит по времени от  $t_0=0$  до  $t_k=nT$ , где  $T$  – период орбит;  $n$  – количество витков.

3. Моделирование происходит с шагом  $\Delta t$ . За время  $\Delta t$  радиус-вектор КА повернется в плоскости орбиты на угол  $\Delta\vartheta$ . Зависимость  $\Delta\vartheta$  от  $\Delta t$  определяется через численное решение трансцендентного уравнения Кеплера (формула (3-1)).

4. Новое положение КА определяется по формуле  $\mathbf{r}_k = \mathbf{r}_{k-1} \otimes \mathbf{q}(\Delta\vartheta)$ , где  $\mathbf{r}_{k-1}$  – радиус-вектор КА на предыдущей итерации;  $\mathbf{q}(\Delta\vartheta)$  – кватернион поворота вокруг вектора площадей на угол  $\Delta\vartheta$ .

5. За время  $\Delta t$  оптическая ось маяка повернется в новое положение, которое можно определить по формуле:  $\mathbf{u}_k = \mathbf{u}_{k-1} \otimes \mathbf{q}(\Delta\omega)$ , где  $\mathbf{u}_{k-1}$  – ориентация оптического лазерного маяка на предыдущей итерации;  $\mathbf{q}(\Delta\omega)$  – кватернион поворота вокруг оси вращения КА на угол  $\Delta\omega$ .

6. Оптический лазерный маяк считается видимым, если угол между вектором оптической оси  $\mathbf{u}_k$  и вектором направления на телескоп (из маяка) меньше  $\beta/2$ .

### Результаты моделирования.

Далее на графиках (рисунки 3-8, 3-9, 3-10) представлены результаты моделирования для некоторых произвольных случаев на высоте 800 км, 10 000 км и 36 000 км круговой орбиты.

$i$	$P_\alpha$	$\Omega$	$\alpha$	$\lambda$	$\varphi$	$\beta$	$\xi_\alpha$	$\xi_\beta$	$\omega_\alpha$	$\omega_\beta$	$\omega$	$n$
$0^\circ$	$90^\circ$	$0^\circ$	$150^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	$30^\circ$	$180^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	$90^\circ$	$0,1^\circ/\text{с}$	5

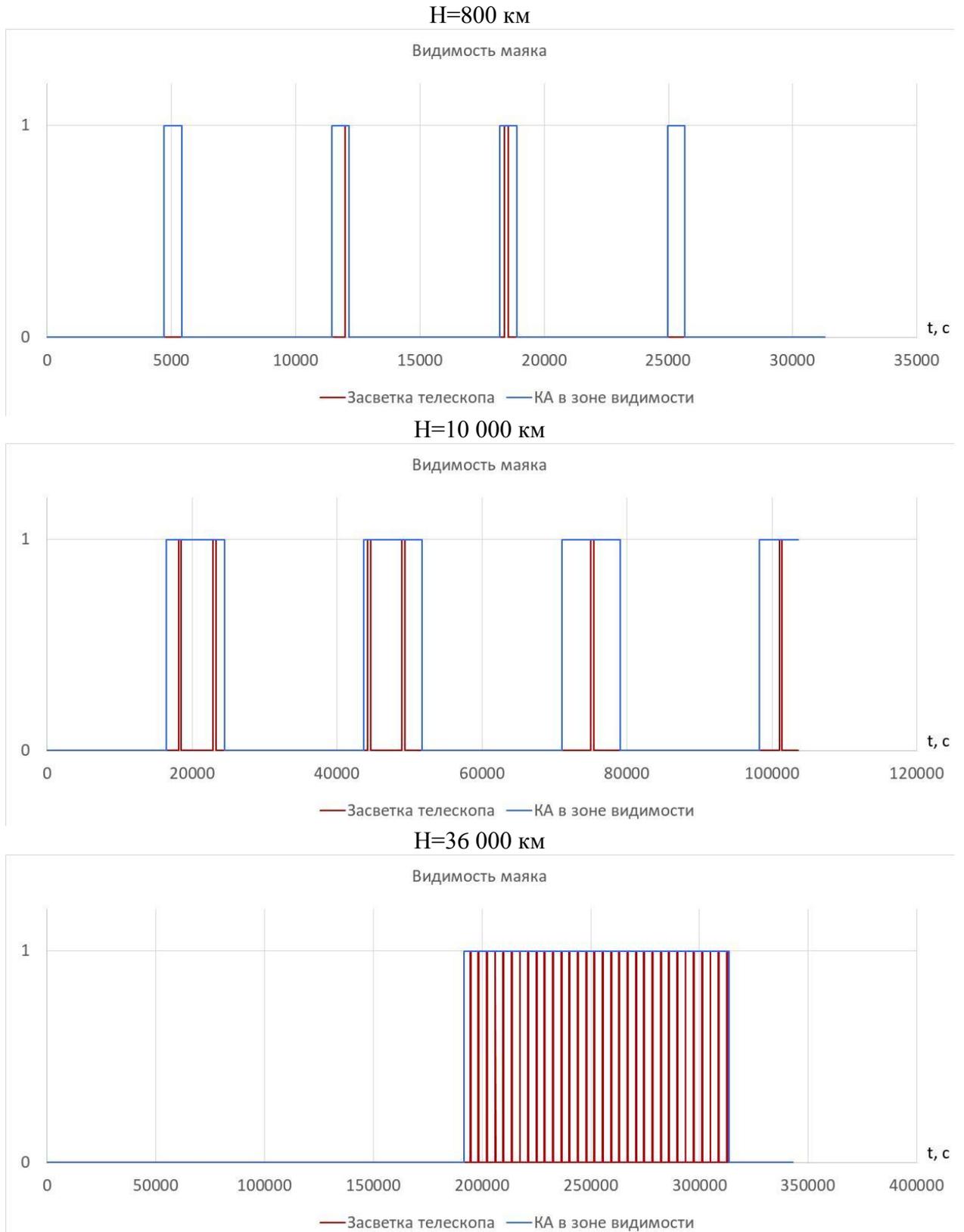


Рисунок 3-8. Результаты моделирования времени видимости маяка (вариант 1)

$i$	$P_\alpha$	$\Omega$	$\alpha$	$\lambda$	$\varphi$	$\beta$	$\xi_\alpha$	$\xi_\beta$	$\omega_\alpha$	$\omega_\beta$	$\omega$	$n$
$0^\circ$	$90^\circ$	$0^\circ$	$150^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	$30^\circ$	$180^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	$90^\circ$	$1^\circ/\text{с}$	3

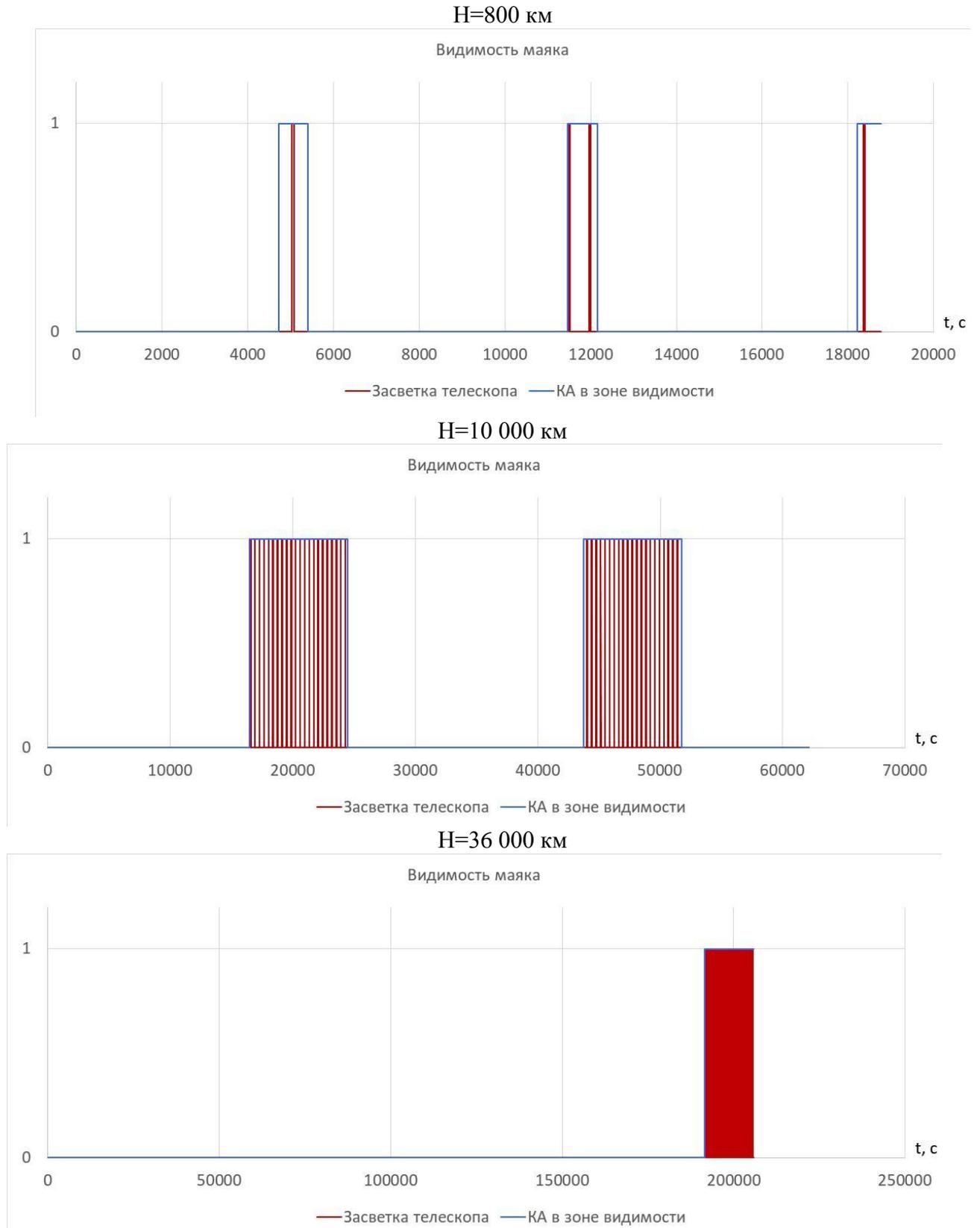


Рисунок 3-9. Результаты моделирования времени видимости маяка (вариант 2)

$i$	$P_\alpha$	$\Omega$	$\alpha$	$\lambda$	$\varphi$	$\beta$	$\xi_\alpha$	$\xi_\beta$	$\omega_\alpha$	$\omega_\beta$	$\omega$	$n$
$30^\circ$	$90^\circ$	$45^\circ$	$150^\circ$	$30^\circ$	$30^\circ$	$60^\circ$	$180^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	$90^\circ$	$0,5^\circ/c$	5

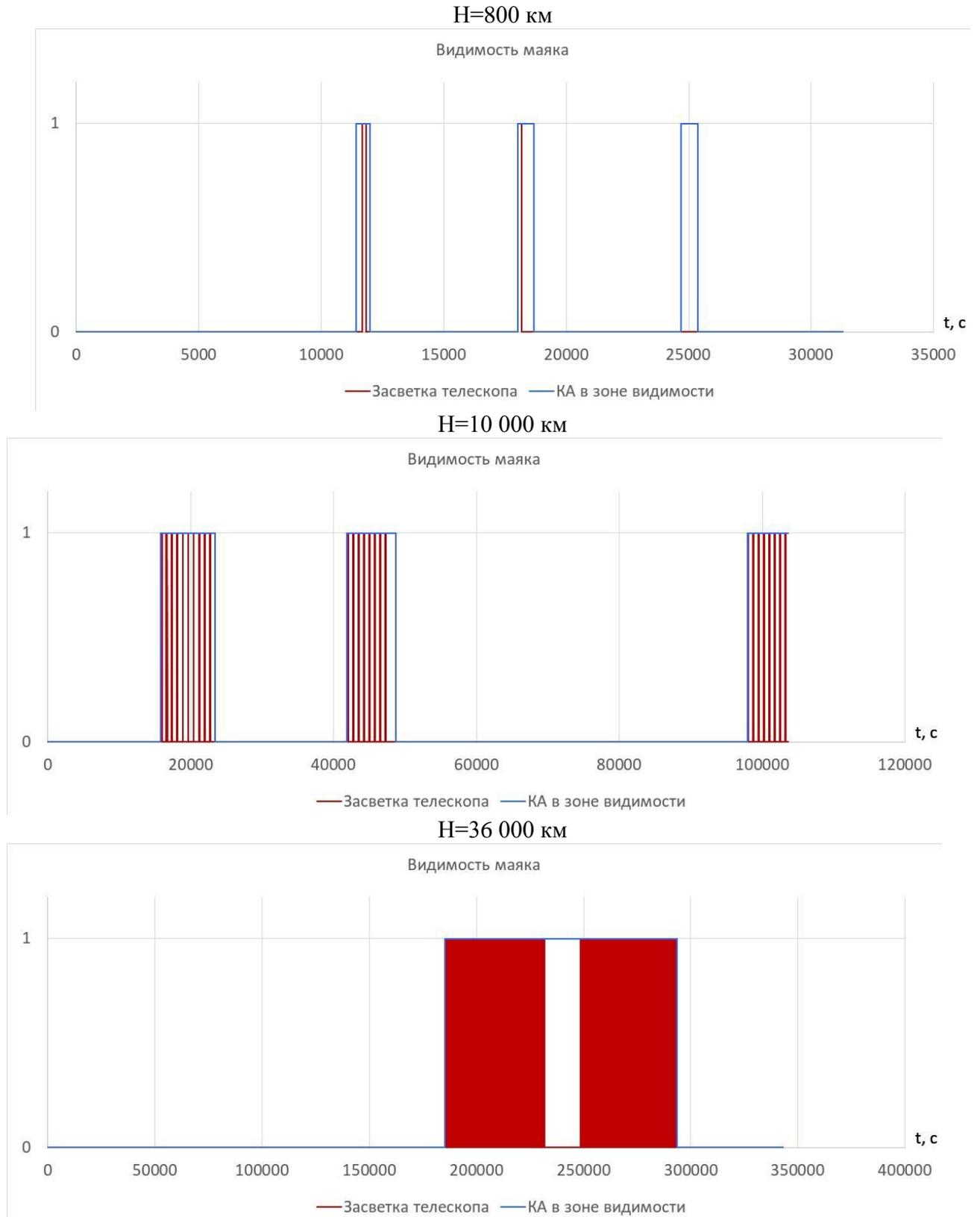


Рисунок 3-10. Результаты моделирования времени видимости маяка (вариант 3)

На графиках синим цветом показано время, когда КА находится в зоне видимости телескопа, красным – время засветки телескопа маяком.

Представленные результаты моделирования позволяют сделать вывод о правильности разработанной методики. Использование данной методики позволит по результатам моделирования строить прогнозы наблюдения КА с наземных станций для планирования сеансов наблюдения.

### **Определяемый период вращения КА**

В случае аварийной ситуации автономный оптический лазерный маяк даст возможность за одну-две проводки определить характер изменений ориентации КА и составить расписание моментов ориентации радиоантенн на командные радиокомплексы.

Если во время одной проводки виден полный период вращения (две и более вспышек оптического лазерного маяка на приемнике), он легко определяется. Если же период вращения велик, а период наблюдения (за одну проводку) мал, то период явно превышает время видимости спутника, а величина периода остается неопределенной. Соответственно, на разной высоте полета спутник летит с разной угловой скоростью, причем чем ниже, тем быстрее. Поэтому на низких орбитах определяемый период получается коротким, а на больших высотах он может быть равен почти половине суток (если наблюдения ведутся только ночью).

Поэтому стоит ставить минимум три оптических лазерных маяка с ортогонально расположенными плоскостями, чтобы видеть свет маяка при любой ориентации его вращения, или использовать наблюдения при таких расположениях спутника в поле зрения наблюдателя, при котором во время проводки свет будет виден.

Минимальный определяемый период вращения обуславливается параметрами приемной системы. То есть за время засветки телескопа лучом оптического лазерного маяка приемная система должна собрать необходимое количество фотонов.

Разработанная методика позволяет прогнозировать моменты видимости оптического лазерного маяка при заданном положении оси вращения спутника. Всегда можно решить обратную задачу – по моментам наблюдения вспышек оптического лазерного маяка выбрать модель, из которой можно будет определить ориентацию оси и период вращения.

### **3.3 Анализ наземных средств для наблюдения автономных оптических лазерных маяков на борту КА**

В данном параграфе анализируются наземные оптические средства для наблюдения предлагаемых оптических лазерных маяков на КА.

Наземные станции оптических наблюдений (СОН) Системы Контроля Космического пространства (СККП) проводят мониторинг околоземного космического пространства (ОКП) с целью поддержания каталога орбитальных параметров всех находящихся в ОКП объектов [17]. Для задач СККП получение длинных фотометрических рядов возможно, но только за счет приостановки выполнения основных задач, в чрезвычайных обстоятельствах.

Помимо собственных штатных средств оптических наблюдений, СККП широко использует результаты наблюдений, получаемых на СОН гражданских организаций, в частности, Российской Академии наук (ИНАСАН, СиБИЗМИР) [68-70], НИИ ПП Роскосмоса [71], ПулКОН [72] и университетских обсерваторий [73, 74]. Все эти СОН обладают современными телескопами и светоприемниками. В таблице 3-1 приведены некоторые характеристики используемых на ряде СОН оптических инструментов [72].

Таблица 3-1. Основные характеристики оптических инструментов кооперации ПулКОН, используемых для наблюдений тел в ОКП [72].

№	Организация	Наименование обсерватории	Координаты	Телескоп	Фотоприемник	Поле	Звездная величина
1	КрАО	Научный	44 43.580 34 00.963 585 м	60-см Цейсс-600	FLI IMG1001E 1024x1024, 24	18,2'x18,2'	17,5
				2,6-м ЗТШ		8,4' x 8,4'	21
				22-см SR-220		2,8° x 2,8°	14,5
				64-см АТ-64	FLI PL16803 4096x4096, 9	2,3° x 2,3°	18
		Симеиз		1-м Цейсс-1000	FLI IMG1001E 1024x1024, 24	30' x 30'	19,5
				60-см Цейсс-600	FLI PL1001E 1024x1024, 24	30' x 30'	17,5
2	ГАО РАН	Пулково	59° 46' 18.71" 30° 19' 38.4" 100 м	22-см SR-220	FLI PL09000 3000x3000, 12	4° x 4°	15
				32-см ЗА-320	FLI IMG1001E 1024x1024, 24	28' x 28'	14,5
				65-см рефрактор	FLI PL09000 3000x3000, 12	12' x 12'	17,5
3	УАФО	Уссурийск	43°41 <sup>m</sup> ,95 132°09 <sup>m</sup> ,95 200 м	40-см норм. астрограф	FLI IMG6303E 3000x2000, 9	35' x 25'	14,5
				22-см SR-220	FLI PL09000 3000x3000, 12	4° x 4°	15
4	ИСЗФ СО РАН	Монды	100° 55' 07.65" 51° 37' 18.10" 2000 м	48-см телескоп АЗТ- 14	ЭОП+TV-CCD	10'x10'	14,5
				60-см Цейсс-600	Электрон 1000x1000, 15	7,5' x 7,5'	17,5
				АЗТ-33ИК	Электрон 1000x1000, 15	3' x 3'	20
5	АИ УзАН	Майданак	38.67332° 66.89641° 2593 м	60-см Цейсс-600	IMG1001E 1024x1024, 24	11,5' x 11,5'	18
				60-см Цейсс-600	FLI PL1001E 1024x1024, 24	30' x 30'	18
				1,5-м АЗТ-22	4000x4000, 15	16' x 16'	20,5
		Китаб		40-см норм. астрограф	FLI PL1001E 1024x1024, 24	28' x 28'	14,5
6	САО РАН	Зеленчук	43° 38' 55" 2 <sup>h</sup> 45 <sup>m</sup> 46 <sup>s</sup> 2070 м	1-м Цейсс-1000	E2V 4000x2000, 15	15' x 7,5'	19,5
				60-см Цейсс-600			18
7	ААО ГрАН	Абастумани	41° 45' 16.5" 42° 49' 21.0" 1575.7m	40-см норм. астрограф	FLI IMG6303E 3000x2000, 9	35' x 25'	14,5
				70-см Максутов	FLI PL09000 3000x3000, 12		18,5

№	Организация	Наименование обсерватории	Координаты	Телескоп	Фотоприемник	Поле	Звездная величина
8	АО ОНУ	Маяки	46° 23' 50.54" 30° 16' 24.45" 90 м	60-см РК-600	IMG1001E 1024x1024, 24	20' x 20'	17,5
9	АО ХГУ	Чугуев	49°38m.6 +2 <sup>h</sup> 28 <sup>m</sup> 156m	70-см АЗТ-8	IMG47-10 1024x1024, 13	30' x 30'	17,5
10	НЦУИКС	Евпатория	45° 13' 10.25" 33° 09' 46.07" 41 м	70-см АЗТ-8	FLI PL1001E 1024x1024, 24	30' x 30'	17,5

Все перечисленные астрономические оптические инструменты могут быть использованы для наблюдений медленно движущихся в поле зрения телескопа объектов (с высотой орбиты не ниже 30 тыс. км). Именно на них возложены функции контроля ОКП в области геостационарной орбиты, обнаружение и каталогизация элементов космического мусора.

### **Характеристики телескопов СОН для регистрации сигналов автономных оптических лазерных маяков состояния высокоорбитальных космических комплексов**

В таблице 3-1 приведена предельная звездная величина, достижимая при наблюдениях с перечисленными инструментами при времени накопления 1 сек. Все из перечисленных в таблице 3-1 обсерваторий имеют инструменты, позволяющие регистрировать излучение точечных объектов слабее  $15^m$ . Такие источники создают световой поток в плоскости входной апертуры на уровне 1 фотон/с·см<sup>2</sup> в видимом свете. Наблюдая в полосе  $1000\text{Å}$ , телескоп с апертурой 60 см соберет от такого источника  $1,5 \cdot 10^6$  фотонов/сек. Для спутника, находящегося на расстоянии 40 тыс. км от наблюдателя (геостационарная орбита  $4 \cdot 10^9$  см), апертура телескопа будет видна под углом  $3 \cdot 10^{-3}$  угл. сек. Для того чтобы сигнал от оптического лазерного маяка был доступен для регистрации рассматриваемым наземным телескопом, он должен излучать  $1,5 \cdot 10^6 \cdot (3 \cdot 10^{-3})^{-2} \approx 1,5 \cdot 10^{11}$  фотонов/(угл.сек)<sup>2</sup>. Принимая энергию одного фотона

в 3 эВ, приходим к потребной величине мощности светового излучения маяка на ГСО  $6 \cdot 10^{-7}$  Вт/(угл.сек)<sup>2</sup>. Практическая реализация оптического лазерного маяка на ГСО будет целесообразна, если угол излучения маяка будет близок к 1°, т.е. в  $(3600)^2$  раз больше. Для этого световая мощность излучения оптического лазерного маяка на ГСО должна составлять 4,5 Вт.

В случае штатной работы спутника на ГСО свет его маяка должен быть ориентирован параллельно оси диаграммы направленности антенны системы обмена служебной информацией. Ширина диаграммы направленности обычно составляет 1°, так что в зоне расположения антенны ЦУП будет виден и свет маяка. Угол раствора луча маяка 1° от ГСО образует световое пятно на поверхности Земли диаметром ~1000 км. Этого достаточно, чтобы при управлении спутником из Медвежьих Озер свет маяка был доступен наблюдению ПН «Щелково».

В случае нештатной ситуации, когда спутник не поддерживает ориентацию и вращается вокруг произвольной оси с неизвестной скоростью, луч маяка описывает большой круг с периодом вращения спутника, который может не проходить через СОН. Тем не менее, поскольку ось вращения сохраняет свою ориентацию, а спутник движется вокруг Земли, дважды за оборот большой круг с лучом маяка пересекает СОН, причем продолжительность такого пересечения составляет 1/180 суток или 8 минут. Таким образом, в течение одной ночи из одного наблюдательного пункта может быть зарегистрирован сигнал от оптического лазерного маяка на борту высокоорбитального космического объекта (ВОКО) и определены параметры его вращения.

Благодаря долгой протяженности мест расположения отечественных СОН (почти 100°) при работе нескольких СОН сигнал маяка от аварийно работающего ВОКО может быть принят в течение промежутка времени 6 часов. Это же обстоятельство допускает применение оптических лазерных маяков на ГСО с шириной луча менее 1°. Если ширина луча будет заужена до 0,5° (потребуется излучатель мощностью всего 1 Вт), то обнаружительные возможности СОН не

изменяться, только сократится время прохождения луча через телескоп СОН (в рассмотренном случае с 8 до 4 минут)

### **Характеристики телескопов СОН для регистрации сигналов автономных оптических лазерных маяков состояния низкоорбитальных космических комплексов**

Ряд телескопов установлен на «быстрых» монтировках, позволяющих следить за любыми спутниками с любой высотой орбиты (камеры «SBG» в Звенигороде, Коуровке и Ужгороде, «ТТ-600» в ПН «Архыз», телескоп АЗТ-33 Саянской АО в Мондах). Если исходить из минимального размера апертуры этих инструментов в 40 см, то проникающую силу этих инструментов можно принять равной

14,5 зв. вел.

Особенностью этих инструментов является возможность наблюдений в оптическом диапазоне самых низкоорбитальных КА с любыми значениями скорости.

У астрономических инструментов с высокой проникающей силой поле зрения принципиально не может быть большим, обычно оно составляет около  $1^\circ$  (хотя в камерах СБГ оптика обеспечивает поле до  $6^\circ$ , но его реализация требует применения больших и дорогостоящих мозаик из ПЗС-матриц). Поэтому для работы по низким объектам они нуждаются в эфемеридной поддержке.

На рисунке 3-11 изображена СОН «Архыз» на Северном Кавказе.



*Рисунок 3-11. СОН «Архыз» на Северном Кавказе. Под левым куполом - телескоп «Цейс-600», в башне справа - уникальный телескоп ТТ-600 на «быстрой» монтировке*

В § 3.1 рассмотрены характеристики оптического лазерного маяка для КА на солнечно-синхронной орбите с учетом возможностей регистрации его излучения с наземного ПН телескопом лазерного дальномера диаметром 25 см. Если же планируется наблюдение маяка силами гражданских СОН, то мощность излучения оптического лазерного маяка на солнечно-синхронной орбите может быть снижена в три раза.

Применение оптических лазерных маяков состояния КА возможно в процессе его вывода на рабочую орбиту, в частности, для анализа состояния КА на низкой промежуточной орбите.

Рассмотрим вариант промежуточной круговой орбиты с высотой 250 км. За время одного витка по орбите Земля поворачивается на  $22,5^\circ$ , что вызывает перемещение подспутниковой точки на экваторе в 2500 км, а на широтах отечественных СОН - около 1500 км, что составляет полосу, видимую с низкой орбиты под углом  $143^\circ$ . Поскольку наблюдение КА возможно как на восходящем, так и на нисходящем участке орбиты, как минимум один раз в 12 часов спутник

пройдет над горизонтом СОН на высоте не менее  $18,5^\circ$ . Необходимо обеспечить регистрацию излучения оптического лазерного маяка с расстояния 800 км. Низко над горизонтом атмосфера поглощает половину проходящего через нее света, поэтому, с учетом поглощения, можно положить расстояние равное 1100 км. Полученные условия близки к рассмотренным в § 3.1. Поэтому технические характеристики бортового оптического лазерного маяка примем те же.

При штатном проведении запуска положение КА на орбите и его ориентация известны заранее, и во время прохождения через зону наблюдения СОН может быть включен именно тот лазерный диод маяка, который светит в сторону СОН. Факт наблюдения оптического сигнала будет надежным маяком правильного функционирования КА в процессе запуска.

В нештатной ситуации возможны два варианта. Если КА сохраняет плановую ориентацию, но произошел отказ индицируемых механизмов, то возможности наблюдений оптического лазерного маяка будут штатными и по декодировке оптического сигнала будет выявлен характер отказов на борту КА. Если же КА потерял ориентацию и имеет вращение вокруг произвольной оси, то во время проводки луч оптического лазерного маяка будет освещать полосу света. Скорость смещения оси этой полосы по поверхности Земли будет зависеть от орбитальной скорости КА и параметров вращения. Практически при любом положении оси вращения во время каждой проводки СОН будет фиксировать излучение оптического лазерного маяка. Исключение составляет случай, когда ось вращения ортогональна вектору скорости КА. В этом случае сигнал маяка будет приниматься только при близких к зенитному прохождению КА над горизонтом СОН. Этот случай легко прогнозируется для проведения наблюдений по эфемеридным данным.

#### **3.4 Проекты конструкции автономных оптических лазерных маяков**

К предложенным автономным оптическим лазерным маякам предъявляются следующие основные технические требования:

- проектные параметры должны быть рассчитаны на определенные орбиты с использованием минимальных массово-габаритных и энергетических параметров;
- автономность оптического лазерного маяка обеспечивается собственным энергопитанием;
- автономная система управления работы оптического лазерного маяка должна предусматривать возможность бесконтактного взаимодействия с бортом аппарата.

Конструкция автономного оптического лазерного маяка может быть выполнена в различных вариантах, но при этом в нее будут всегда входить:

- система энергопитания (фотобатарея из AsGa и литиево-ионных аккумуляторов);
- лазерные излучатели;
- система терморегулирования (радиатор с электрохромным термооптическим покрытием и нагреватели);
- система контроля (термодатчики, токовые датчики, фотодатчики);
- система радиосвязи с бортом спутника (типа Wi-Fi);
- процессор управления и контроля всей системы;
- устройство кодировки излучения лазерных диодов, лазеров DPSS или светодиодов.

На основе технических параметров разработана функциональная схема автономных оптических лазерных маяков (рисунок 3-12).

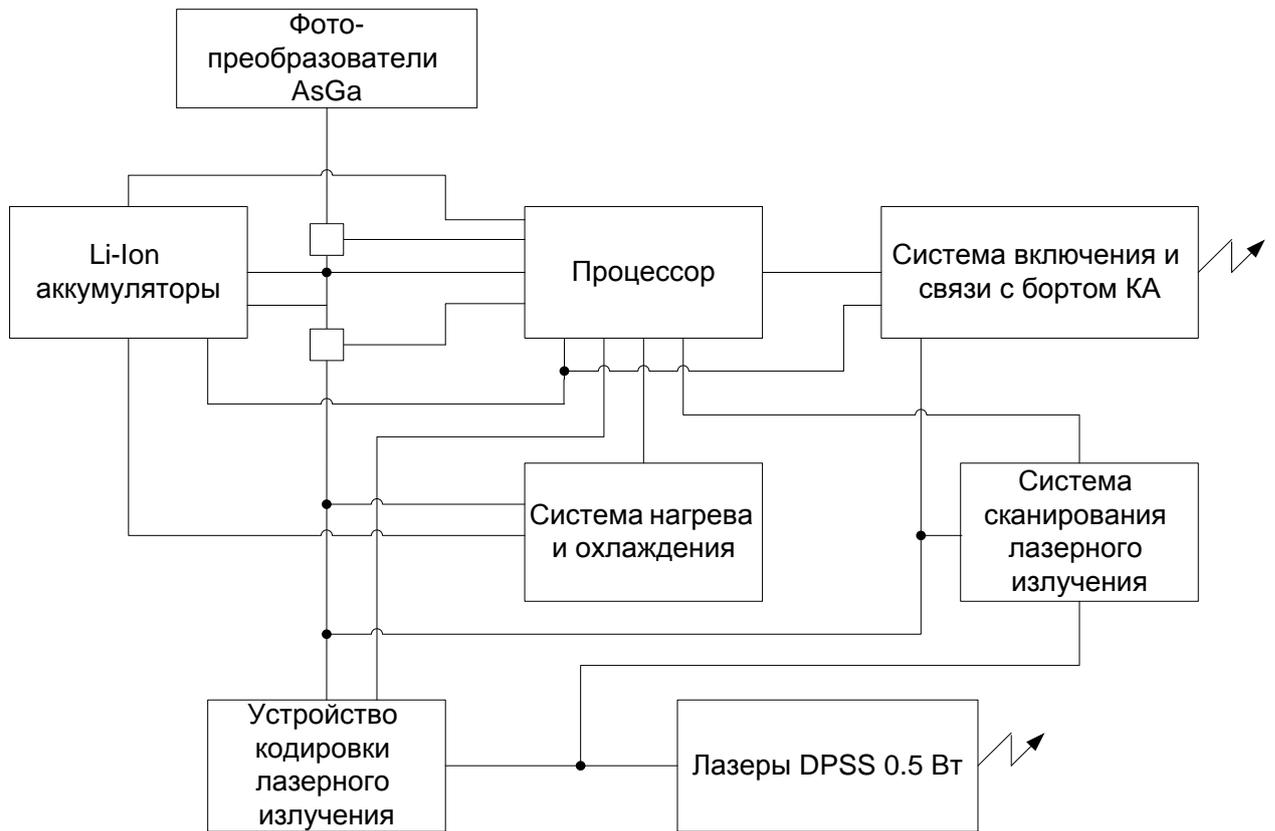


Рисунок 3-12. Функциональная схема автономных оптических лазерных маяков

Для обеспечения систем измерения с помощью оптических лазерных маяков существует необходимость создания проектов нескольких модификаций под каждую задачу отдельно.

Рассмотрим вариант конструкции автономного оптического лазерного маяка для установки на автоматические космические аппараты для идентификации этих аппаратов.

Как ранее было определено, в качестве источника оптического излучения можно использовать следующие миниатюрные источники оптического излучения:

- светодиоды, имеющие широкий спектр излучения и высокую мощность излучения (десятки ватт), высокий КПД (до 60%), большие сроки службы, но широкую линию излучения (20 - 40 нм);
- лазерные диоды обладают высокой мощностью (десятки ватт) в узком спектральном диапазоне, что в системе со световодами делает их универсальным инструментом;

- DPSS лазеры, прогресс в развитии которых в последние пять лет позволил создать миниатюрные источники монохроматического излучения.

Наиболее известные производители миниатюрных лазерных источников излучения: JDS Uniphase, Laselec.

Конструкция оптического лазерного маяка должна иметь следующие базовые компоненты:

- корпус (термостабильный и легкий, т.е. из углепластика);
- внешняя сторона корпуса по окружности, покрытая пластинами арсенида галлия (фотобатарея);
- оптический выход лазерного излучения (оптика, световоды)
- внутренняя структура (аккумуляторы, электроника, радиосистема и т.д.).

Масса такого маяка не превышает 1000 грамм.

Все эти системы геометрически взаимосвязаны, определяющим вид конструкции является направление лазерного излучения.

### **Проект автономного оптического маяка с использованием лазерных диодов**

Для обеспечения гарантированной видимости излучения установленных на Луне оптических лазерных маяков наземными телескопами диаметром от 1 метра световой поток должен иметь расходимость  $\sim 5^\circ$  и оптическую мощность порядка 2 Вт в этом телесном угле. Такие характеристики могут обеспечить лазерные диоды.

В случае использования лазерных диодов в качестве источника оптического излучения можно добиться высокой надежности оптического лазерного маяка. Это возможно осуществить за счет установки некоторого числа лазерных диодов в крышку оптического маяка, соединенных с управляющим драйвером. При выходе из строя одного лазерного диода маяк не перестает полностью функционировать, тем самым увеличивается его надежность.

На рисунке 3-13 показана компоновочная схема автономного оптического маяка с использованием лазерных диодов в качестве средства излучения.

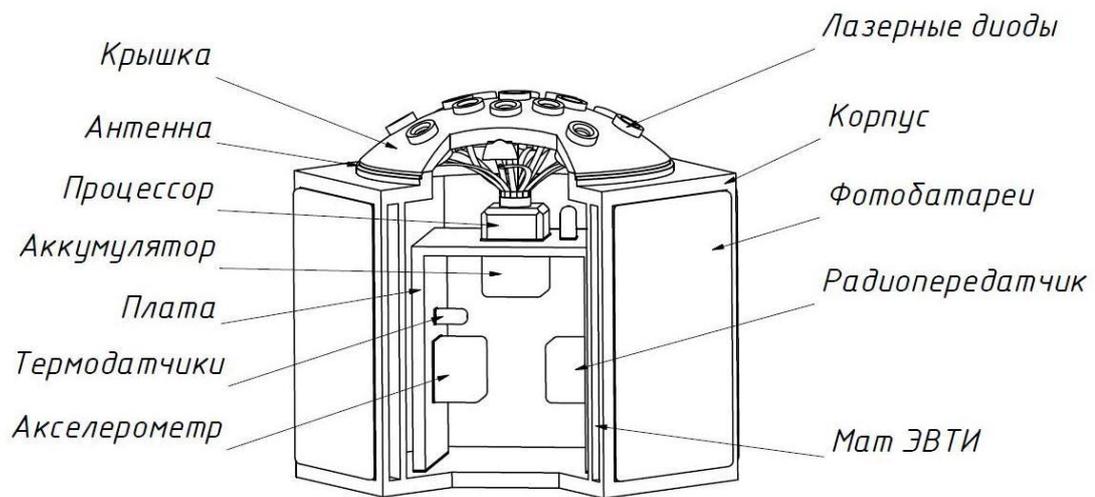


Рисунок 3-13. Компоновочная схема автономного оптического маяка с использованием лазерных диодов

В состав автономного оптического лазерного маяка входят следующие компоненты:

- корпус, сделанный из углепластика, необходимый для защиты всей конструкции;
- ЭВТИ, обеспечивающий теплоизоляцию оптического маяка;
- фотобатареи, представляющие собой пластины арсенида галлия, расположенные на внешней поверхности корпуса оптического маяка, используемые для накопления в аккумуляторах энергии, необходимой для работоспособности всего оптического маяка;
- крышка корпуса, в которой закреплены лазерные диоды и которая является также их защитой;
- антенна, в виде кольца расположенная на внешней части крышки корпуса, необходимая для связи оптического маяка с КА;
- плата, на которой располагаются все основные компоненты управления и связи;

- аккумулятор литий-ионного типа, используемый в качестве источника энергии;
- процессор, представляющий собой управляющий драйвер, необходимый для программного управления лазерными диодами;
- лазерные диоды, выступающие в качестве источника оптического света;
- акселерометр, расположенный на плате, выполняющий функцию инерциального датчика положения;
- радиопередатчик, который совместно с антенной служит средством связи маяка с КА;
- термодатчики, располагаемые на плате рядом с процессором, аккумулятором, акселерометром для контроля температуры этих рабочих элементов, а также на внутренней поверхности корпуса для контроля за температурой внутри прибора в целом.

В качестве источника энергии выбран тип литий-ионного аккумулятора, так как он обладает рядом преимуществ перед другими типами: высокая энергетическая плотность, низкий саморазряд, отсутствие эффекта памяти и отсутствие необходимости какого-либо обслуживания.

Для накопления энергии в аккумуляторах выбраны фотобатареи на основе арсенида галлия. Они имеют ряд преимуществ, таких как высокий коэффициент фотопреобразования (порядка 25%), высокая радиационная стойкость. Вместе с аккумулятором фотобатареи образуют системы энергоснабжения оптического маяка.

Используя 17 лазерных диодов с углом расходимости  $5^\circ$ , расположенных по принципу наибольшего перекрытия излучающей поверхности, достигаем значения порядка  $150^\circ$  телесного угла, излучаемого от оптического лазерного маяка в сторону наземного наблюдения. Это позволяет нам с наибольшей вероятностью определить местоположение оптического лазерного маяка и его ориентацию, а в дальнейшем - программно включать только тот лазерный диод, свет которого направлен в сторону ведущего наблюдения наземного телескопа.

### **Проект автономного оптического маяка с использованием DPSS лазера**

DPSS лазеры, по другой терминологии - микролазеры, строятся по следующей схеме. Первичный источник света здесь - одноваттный инфракрасный лазерный диод с непрерывным излучением. Генерируемый диодом луч с длиной волны 808 нанометров проходит через линзу и попадает в кристалл из оксидов неодима, иттрия и ванадия, где преобразуется в излучение с длиной волны 1064 нанометра. Далее инфракрасное излучение идёт в кристалл калий-титаново-фосфорный, который преобразует его в видимый лазерный луч с длиной волны 532 нанометра. Затем излучение лазера проходит инфракрасный фильтр и выходную линзу.

Выбор данного типа лазера для наших задач приоритетен по следующим соображениям:

- ширина линий излучения очень мала ( $\sim 1$  нм), что позволяет при установке интерференционных фильтров на 532 нм на наземные телескопы увеличить отношение сигнал/шум (т.е. использовать лазеры с небольшой мощностью);
- данный лазер может работать на двух длинах волн 1,06 мкм и 0,532 мкм, что при использовании двухполосных фильтров на наземных телескопах увеличивает чувствительность измерений.

На рисунке 3-14 показана компоновочная схема автономного оптического маяка с использованием DPSS лазера.

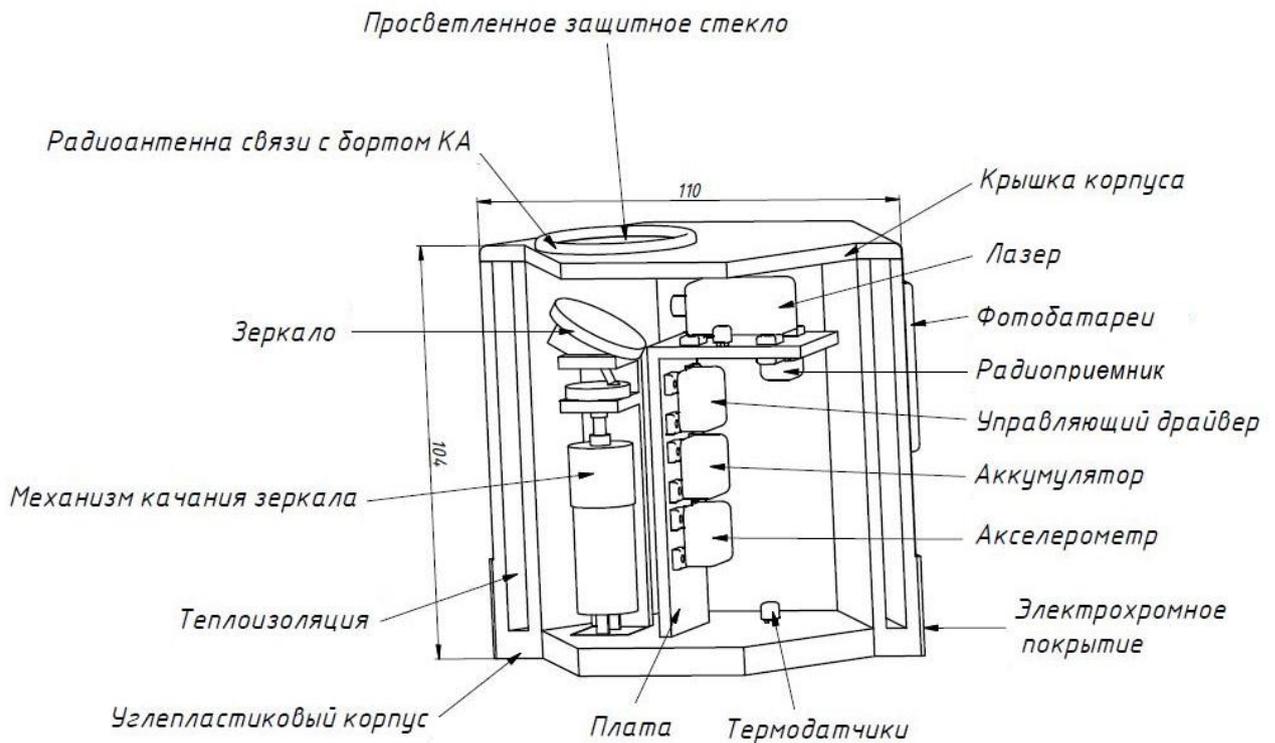


Рисунок 3-14. Компонентная схема автономного оптического маяка с использованием DPSS лазера

В состав автономного оптического лазерного маяка входят следующие компоненты:

- углепластиковый корпус, необходимый для защиты всей конструкции;
- теплоизоляция, представляющая собой ЭВТИ;
- фотобатареи, представляющие собой пластины арсенида галлия, расположенные на внешней поверхности корпуса оптического маяка, используемые для накопления энергии в аккумуляторах, необходимой для работоспособности всего оптического маяка;
- крышка корпуса, в которой закреплено просветляющее защитное стекло;
- просветляющее защитное стекло, через которое выводится оптическое излучение DPSS лазера;
- антенна, в виде кольца расположенная на внешней части крышки корпуса, необходимая для связи оптического маяка с КА;
- плата, на которой располагаются все основные компоненты управления и

связи;

- аккумулятор литий-ионного типа, используемый в качестве источника энергии;
- управляющий драйвер, необходимый для программного управления лазерным излучением;
- лазер DPSS, выступающий в качестве источника оптического света, необходимого для индикации прибора;
- зеркало, необходимое для направления оптического излучения в сторону лоцирующего объекта;
- механизм качания зеркала, представляющий собой небольшой электродвигатель, вращающий диск, который соединен с зеркалом, и необходимый для отклонения луча оптического излучения с целью наибольшего перекрытия излучающей поверхности;
- акселерометр, расположенный на плате, выполняющий функцию инерциального датчика положения;
- радиопередатчик, который совместно с антенной служит средством связи маяка с КА;
- термодатчики, расположенные на плате рядом с управляющим драйвером, аккумулятором, акселерометром для контроля температуры этих рабочих элементов, а также на внутренней поверхности корпуса для контроля за температурой внутри прибора в целом.

### **Цикл работы автономных оптических лазерных маяков**

Для построения цикла работы оптического лазерного маяка рассматривается ситуация, когда одну половину суток он освещен Солнцем, а вторую половину находится в тени (речь идет о суммарной экспозиции в течение суток, хотя экспозиционный цикл определяется орбитой ОА).

Цикл работы оптического лазерного маяка:

- первые 12 часов, когда оптический лазерный маяк освещен Солнцем, осуществляется питание от фотоприемных панелей напрямую ко всем системам маяка, а также происходит зарядка Li-Ion аккумуляторов;
- на протяжении других 12 часов, когда оптический лазерный маяк находится в тени, питание систем маяка осуществляется от аккумуляторных батарей.

Для более четкого восприятия и распознавания сигналы оптического лазерного маяка могут быть кодированными, то есть иметь свою собственную циклограмму работы. Это позволит наблюдателю однозначно определить сигнал, так как он будет принадлежать только данному оптическому лазерному маяку, что не позволит спутать его с другими сигналами от других космических аппаратов. Кодировка сигнала возможна через программную настройку управляющего драйвера. Сигналы оптического лазерного маяка могут выдаваться как циклично, то есть поочередно переключаясь с одного лазерного диода на другой (в случае использования оптического маяка на лазерных диодах), так и с определенной последовательностью, включаясь через определенные интервалы времени на выбранную длительность. Возможно регулирование как длительности, так и времени, а также мощности сигнала.

Излучатель света может состоять из нескольких диодов, излучающих одновременно или в определенном порядке в разных цветах. Каждый излучатель может формировать свой сектор облучения [75].

### **Методы кодировки работы автономных оптических лазерных маяков для космических аппаратов**

Информация, посылаемая в пространство световыми сигналами, создается цветом или модуляцией излучения, несущего световой сигнал, а также определенной системой комбинации этих вариантов [33].

В оптических маяках при использовании лазерных источников возможны различные виды модуляции оптического излучения, что позволит обеспечить надежный прием этого излучения оптическим телескопом.

Световые сигналы от оптических лазерных маяков, установленных на борту КА, будут наблюдаться как точечные сигналы, и по функциям их можно различить на два типа: постоянные и изменяемые. Постоянные световые сигналы имеют неизменные во времени интенсивность света и спектральный состав. Изменяемые световые сигналы можно подразделить на импульсные и импульсно-периодические, что позволит обеспечить, кроме определения координат КА, передачу информации о его состоянии.

Изменяемые световые сигналы лучше воспринимаются на фоне звезд. Сочетанием вспышек различной длительности и пропусками можно задавать любые коды. Частота повторения световых сигналов не должна превышать частотную характеристику фотоприемной оптической системы.

В световой сигнализации одной из причин наиболее широкого использования «цветов» – лазерных диодов с различным спектральным диапазоном – является простота их воспроизведения при прохождении оптического излучения через светофильтры. При использовании цветовой сигнализации на КА важно учитывать следующие факторы:

- возможность прохождения излучения определенного состава через атмосферу;
- возможности полупроводниковых источников света;
- возможности наземной приемной аппаратуры (телескопы).

Эффективность приема светового сигнала зависит от длительности воздействия на приемник, спектрального состава излучения и его плотности.

Рассмотрим несколько вариантов кодировки оптического лазерного маяка.

### *1. Постоянная двухцветная кодировка*

Постоянный двухцветный сигнальный лазерный маяк имеет неизменную во времени интенсивность света, что позволяет воздействовать на приемник продолжительное время, а два спектра излучения помогут более быстро и безошибочно распознавать сигнал. Можно организовать работу маяков с точным

соотношением интенсивности  $I_1/I_2$  (рисунок 3-15). Таким маяком можно использовать DPSS лазер с длиной волны 1,06 мкм и 0,532 мкм.

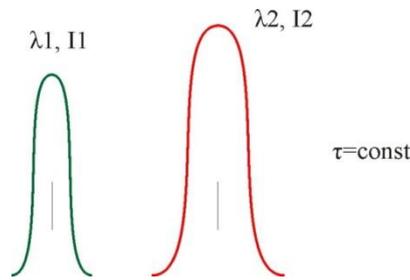


Рисунок 3-15. Постоянная двухцветная кодировка

Недостатком такого маяка является постоянное потребление электроэнергии и время работы, что может привести к перегреву или снизить срок службы источника излучения, однако его можно включать по некоторой программе от борта КА или автоматически от собственной автономной системы.

## 2. Кодировка с помощью импульсной модуляции оптического излучения.

Кодировка сигналов оптического лазерного маяка задается с помощью сочетания световых импульсов различной длительности и пропусками, что позволит лучше и быстрее воспринимать сигнал на фоне множества посторонних источников излучения (рисунок 3-16). Но необходимо учитывать возможности приемной аппаратуры, и в первую очередь ее работу в телевизионном режиме (т.е. 25 Гц).

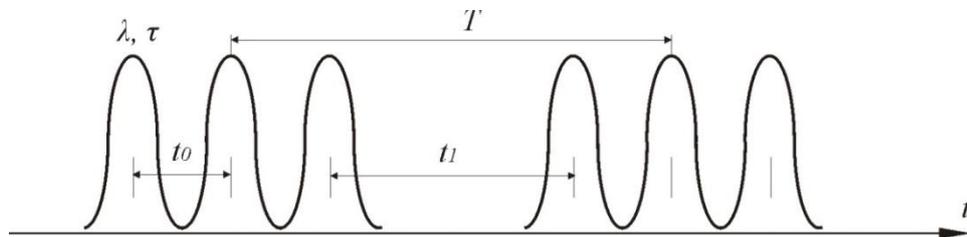


Рисунок 3-16. Кодировка с помощью импульсной модуляции оптического излучения

Преимущества такого кодирования - экономия энергии и широкий выбор режимов кодировки.

### 3. Импульсно-«цветовая» кодировка.

Оптический лазерный маяк может иметь три источника света различного спектра, которые работают независимо друг от друга в различном импульсном режиме. Цветосигнальная картина в черно-белом изображении (предыдущий вариант) имеет различную яркость, поэтому присутствие «цвета» увеличивает объем получаемой информации (рисунок 3-17). Регулируется  $\Delta\tau_{1,2,3}$  и интенсивность ( $I_1, I_2$ ).

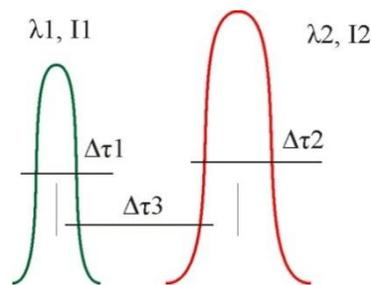


Рисунок 3-17. Импульсно-цветовая кодировка

Конечно, представленные варианты кодировки светового сигнала оптического лазерного маяка показывает широкий выбор таких режимов. Выбор конкретного варианта зависит от поставленной задачи – где будет находиться КА и в каких режимах его состояние надо сигнализировать.

### 3.5 Оценка эффективности лазерной локации космических аппаратов с применением оптических лазерных маяков

Лазерная дальнометрия космических аппаратов весьма затруднительна из-за необходимости высокоточного определения места положения КА, поэтому используется широкий лазерный пучок, что приводит к сильному ослаблению отраженного от уголкового отражателя лазерного излучения. Поэтому в рамках данного диссертационного исследования предлагается гибридная система для определения положения КА. Данная система состоит из оптического лазерного маяка, уголкового отражателя и наземной оптической станции, включающей в себя лазерный передатчик, приемник отраженного лазерного излучения, измеритель временных интервалов, блок стандарта частоты, двухканальную

систему управления пространственным положением приемного и передающего телескопов, оптический блок фокусирующей оптики и сменных оптических фильтров и блок визуализации оптического изображения.

Телескоп наводится на измеряемый объект, на котором размещен уголкового отражатель, по его оптическому изображению или по его эфемеридному положению, после чего соосно лучу зрения посылается лоцирующий импульс. Чем менее достоверно известно положение отражателя, тем более широким должен быть лоцирующий импульс. Недостатком известных систем оптической локации является неопределенность положения лоцируемого объекта, вследствие которой для проведения измерений требуется или точное эфемеридное обеспечение, или прямая видимость измеряемого объекта. Например, при отсутствии точных эфемерид приходится использовать широкий зондирующий луч, что ограничивает доступную для измерений дальность. Возможно также наведение на объект, если его можно выделить среди фоновых объектов, например, если наблюдается освещенный Солнцем спутник.

Излучение оптического лазерного маяка, видимого через приемный телескоп наземного оптического локатора, позволяет использовать его для точного наведения лоцирующего луча даже в тех случаях, когда уголкового отражатель расположен на неосвещенном космическом аппарате, например, находящемся в тени Земли или на неосвещенной стороне Луны. Точное знание направления на лоцируемый объект позволяет использовать зондирующий лазерный луч предельно малых угловых размеров, ограниченных только дифракционной расходимостью светового пучка на апертуре телескопа локатора. За счет этого мощность отраженного уголкового отражателем светового импульса возрастет в 100 раз.

Плотность лазерного излучения возрастает обратно пропорционально квадрату угла расходимости лазерного пучка:

$$E = \frac{4\Phi}{\pi(a^2 + \varphi^2 H^2)},$$

где

$\Phi$  – поток излучения;

$\varphi$  – расходимость лазерного луча на выходе оптической системы;

$H$  – расстояние до лазерного отражателя;

$a$  – диаметр лазерного луча на выходе оптической системы. Эта величина настолько мала по сравнению с расстоянием до КА с уголкового отражателем, что ею можно пренебречь.

На рисунке 3-18 изображена зависимость мощности излучения, вернувшейся на фотоприемник от угла расходимости лазерного луча (расстояние до уголкового отражателя  $4 \times 10^8$  м, диаметр телескопа – 1 м, диаметр уголкового отражателя – 0,15 м, длина волны – 555 нм).

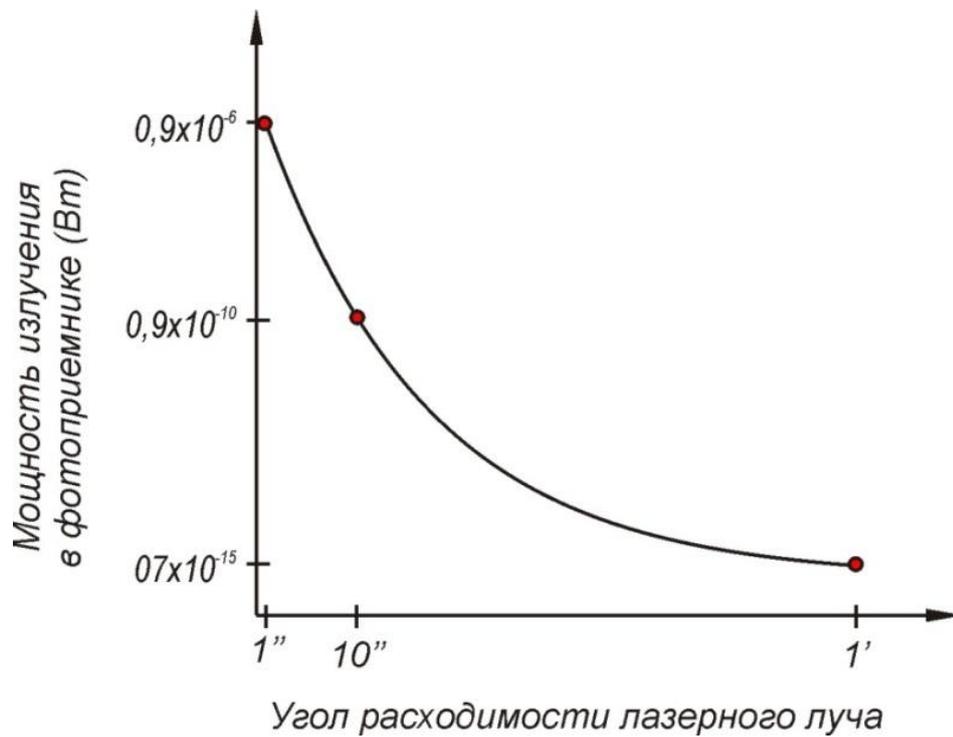


Рисунок 3-18. Зависимость мощности излучения, вернувшейся на фотоприемник от угла расходимости лазерного луча

На рисунке 3-19 изображена схема лазерной локации космических аппаратов с применением оптических лазерных маяков.

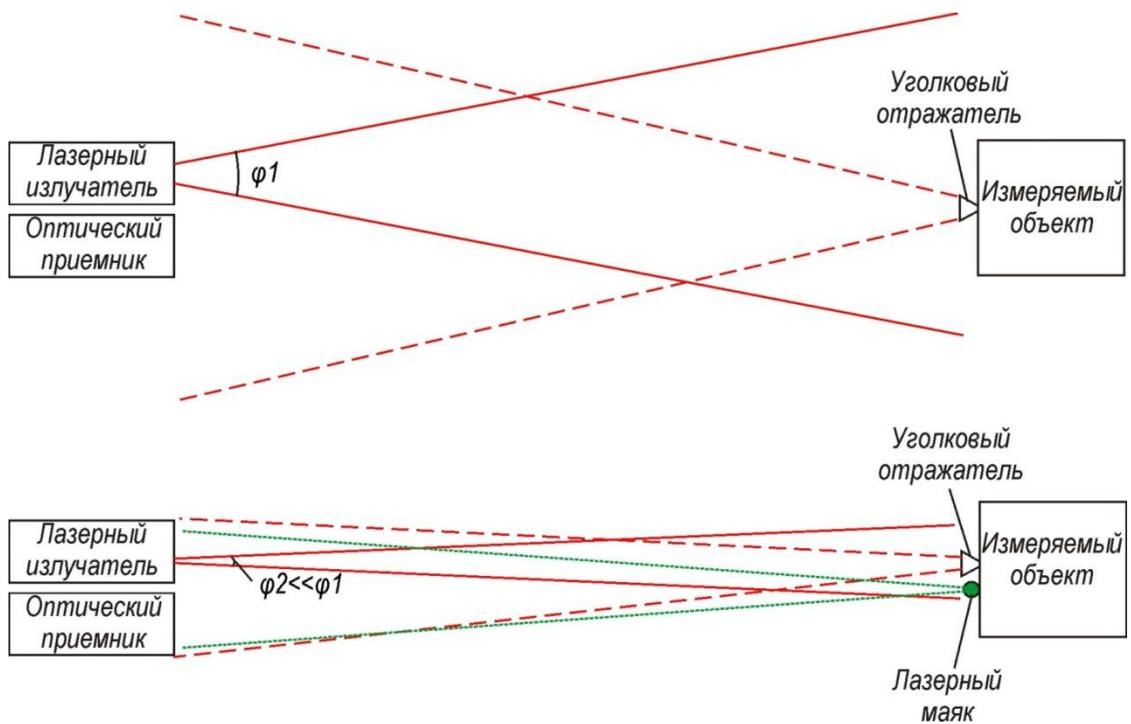


Рисунок 3-19. Лазерная локация космических аппаратов с применением оптических лазерных маяков

Мощное излучение лоцирующего луча, рассеянное в оптике локатора и приземном слое атмосферы, может ослепить систему наведения локатора по излучению оптического лазерного маяка, поэтому рационально использовать для лазерного маяка и собственно локации разные длины волн и разделить световые потоки в приемном телескопе, идущие от лазерного маяка в систему наведения, и от импульсного лазера в систему измерения, светофильтрами. Это позволит осуществлять непрерывное слежение за измеряемым объектом и повысить точность наведения.

Оптический лазерный маяк идентифицирует положение в пространстве системы угловых отражателей. Телескоп лоцирующей системы наводится на оптический лазерный маяк по его сигналу с точностью до дифракционного разрешения телескопической системы. Зондирующий импульс имеет ширину, близкую по размеру к дифракционному разрешению телескопа, и освещает систему угловых отражателей. Возвращающийся сигнал от системы угловых отражателей сохраняет пониженную ширину пучка и достигает приемного устройства наземной квантовой оптической станции.

Оптический излучатель лазерного маяка может располагаться в герметичном отсеке космического аппарата, а его излучение выводится наружу с помощью световода.

Проведение лазерной локации космических объектов узким лучом, имеющим ширину, близкую к дифракционному разрешению оптики телескопа, позволяет работать по тесно расположенным уголковым отражателям. Например, в связи с освоением Луны в ближайшее время можно ожидать установки на лунных полюсах в тесном соседстве друг с другом светоотражателей на нескольких космических аппаратах. Поэтому важно иметь возможность точного наведения лоцирующего луча на конкретный отражатель. Для этого оптический лазерный маяк может выдавать кодированный сигнал, для дешифровки которого в блок визуализации оптического изображения лоцируемого объекта в наземном комплексе должен быть добавлен декодер.

### **3.6 Перспективы использования оптических лазерных маяков для высокоточных наземно-космических исследований**

#### **Схема измерений с помощью оптических лазерных маяков и космического интерферометра**

В Институте астрономии РАН при активном участии НПО им. С.А.Лавочкина ведется подготовка нового космического астрономического эксперимента, главной задачей которого является измерение положений космических объектов (КО) с точностью  $0,00001''$ . Технически эта задача решается путем создания астрометрического инструмента, работающего в оптическом диапазоне и обеспечивающего измерение координат наблюдаемого источника с точностью до нескольких микросекунд дуги. Важнейшей особенностью этого прибора является его способность измерять угловое расстояние между далеко отстоящими друг от друга звездами. Это значит, что нет никакой необходимости в одном поле зрения видеть и опорную яркую звезду, и интересующий нас источник.

При этом разрабатываемые принципы измерений в данном проекте могут быть непосредственно использованы для точной ориентации прибора относительно опорных источников или звезд, что создает технические предпосылки для создания глобальной системы измерения наземных координат оптических лазерных маяков при любом их размещении на планете. В НПО им. С.А.Лавочкина проведена проработка облегченного варианта космического дугомера, который за счет понижения точности единичных измерений до  $0,0001''$  дуги (соответствует величине в доли миллиметра на поверхности Земли) способен проводить до 3000 измерений в сутки при продолжительности единичного измерения в доли секунды.

В рамках данного диссертационного исследования рассмотрено проектное предложение, которое состоит в создании системы из орбитального измерительного устройства на основе малого спутника (массой менее 500 кг) и большого массива наземных оптических лазерных маяков. Маяки представляют собой автономные источники света на основе лазерных диодов с продолжительностью непрерывной работы не менее 100 000 часов (около 6 лет). Они могут быть размещены в любом месте, в том числе труднодоступном, так как допускают сброс с самолета.

Измерительное устройство представляет собой двухбазовый интерферометр Майкельсона с совмещенными базами [54]. Совмещение баз обеспечивает возможность измерений дуги между светилами без измерения ориентации баз с такой же высокой точностью (рисунок 3-20).

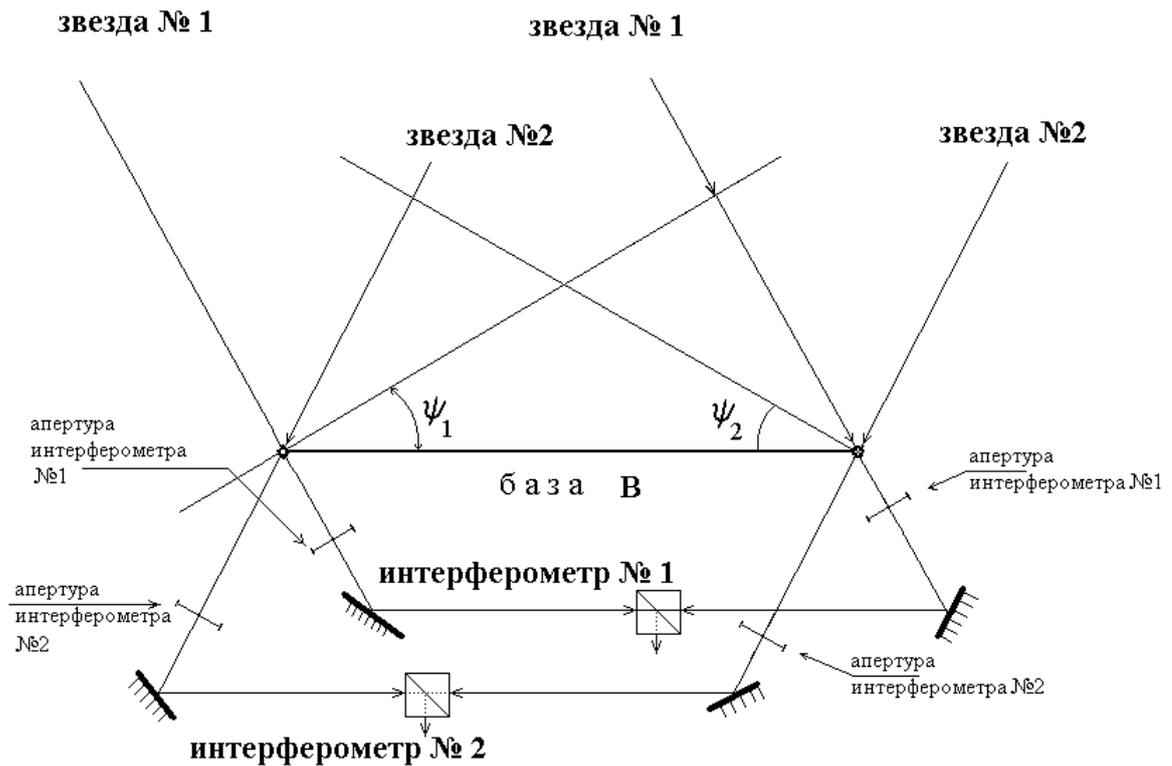


Рисунок 3-20. Концепция двухбазового дугомера-интерферометра.

В таком варианте угол между направлениями на звезду №1 и на звезду №2 равен сумме углов между плоскостями волновых фронтов от этих двух звезд и направлением линии базы (углов  $\psi_1$  и  $\psi_2$  на рисунке 3-20), независимо от того, как в момент измерения ориентирована база. Каждый из углов вычисляется по гипотенузе прямоугольного треугольника, которым является база интерферометра, и по его катету, равному оптической разности хода между волновым фронтом и концами базы.

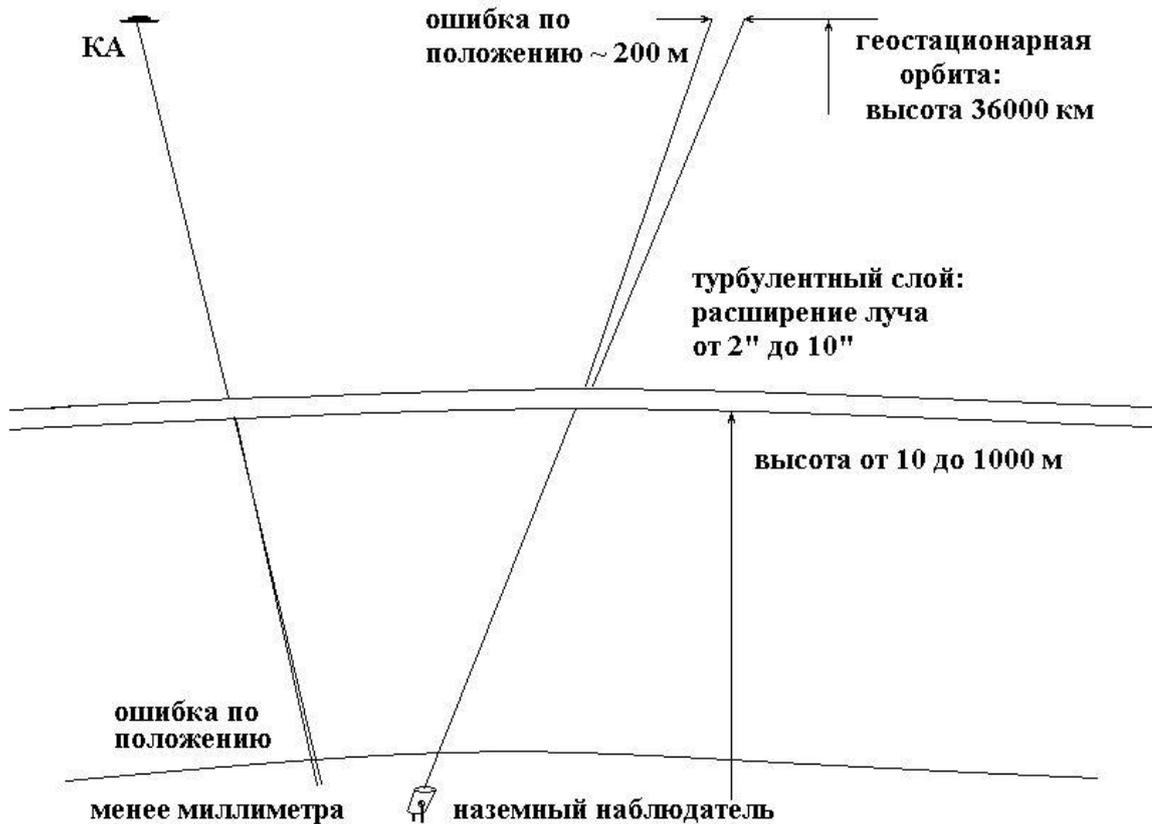
Упрощенный вариант астрометрического дугомера-интерферометра разработан в НПО им. С.А.Лавочкина для решения прикладных задач [54]. Он может быть изготовлен за три года и выведен на околоземную орбиту РН среднего класса (рисунок 3-21).



*Рисунок 3-21. Вариант размещения интерферометра-дугомера прикладного назначения на малом КА (разработка НПО им. С.А.Лавочкина)*

Бортовой дугомер-интерферометр оптического диапазона специальной конструкции обеспечит мгновенное (за доли секунды времени) измерение углов между оптическим лазерным маяком на Земле и одной из ярких звезд (или двумя наземными маяками) с точностью единичного измерения не хуже  $0,001''$  с возможностью повышения точности измерения еще в 10 раз при усреднении массива измерений. Использование интерферометрического устройства обеспечит получение тангенциального положения оптического лазерного маяка с точностью не хуже 1 мм.

Схема измерений представлена на рисунке 3-22.



*Рисунок 3-22. Схема измерений с помощью лазерных маяков и интерферометра (при наблюдении наземных точечных световых источников из космоса влиянием атмосферной турбулентности можно пренебречь)*

В отличие от дугомера-интерферометра астрометрического назначения, бортовое устройство обеспечит предельную точность угловых измерений за время, в течение которого его нестабильность приведет к искажениям измерений заведомо меньшим, чем планируемая точность. Кроме того, применение импульсного режима оптического маяка обеспечит временную привязку позиционных измерений с точностью бортового эталона времени.

Полная пространственная картина движения каждого КА будет получена при квазиодновременном измерении углов между оптическим лазерным бортовым маяком и тремя звездами или иными (в т.ч. наземными) реперами. Специальная конструкция дугомеров-интерферометров позволит использовать в качестве реперов не только яркие звезды, но и наземные оптические лазерные маяки. Особенностью проекта является его полная автономность: в результате уравнивания получаемого массива измерений будут не только получены геодезические координаты наземных маяков, но и измерены мгновенные

положения КА в пространстве, что может быть использовано для исследования аномалий гравитационного поля Земли.

Каналы внутренней метрологии призваны парировать неизбежные температурные девиации прибора, что снизит требования к температурной стабилизации прибора. Можно ожидать, что парирование девиаций будет достаточно эффективно всегда, кроме случаев тепловых ударов при резких изменениях ориентации КА относительно Солнца (например, при входе и выходе КА из тени Земли).

Бортовая обработка потока текущих измерений позволит исключить из обработки ошибки, вызванные недостаточной пространственной стабилизацией КА, и получать равноточные измерения углов при всех штатных измерениях.

Поскольку переход на субмиллисекундный уровень точности оптических угломерных измерений в космосе в ближайшее время является неизбежным, а применение оптических лазерных маяков позволит существенно повысить точность измерения координат пунктов (в т.ч. снабженных оптическими лазерными маяками КА), можно ожидать массового применения маяков. Малые массо-габаритные характеристики маяков и их невысокое энергопотребление позволяют дооснащать уже готовые к запуску аппараты оптическими лазерными маяками, не выходя за пределы экономии массы конструкции КА, и размещать маяки на любых наземных объектах.

### **3.7 Выводы к главе**

1. Обосновано применение автономных оптических лазерных маяков для идентификации космических аппаратов, включая определение их точных координат.

2. Разработана методика, позволяющая прогнозировать время видимости оптического лазерного маяка при заданном положении оси вращения спутника для различных орбит.

3. Выработаны проектные требования к конструкции автономных оптических лазерных маяков.
4. Представлены проекты конструкций автономных оптических лазерных маяков для КА.
5. Рассмотрено использование оптических лазерных маяков для повышения эффективности лазерной локации космических аппаратов.
6. Рассмотрена схема измерений с помощью оптических лазерных маяков и космического интерферометра.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате исследований, проведенных в данной диссертационной работе, получены следующие результаты:

- Проведен системный анализ применения оптических маяков на основе лазерных диодов для локализации и идентификации лунных и околоземных КА.
- Разработана схема определения местоположения лунной посадочной станции с оптическим лазерным маяком с помощью бортовой телекамеры орбитального аппарата, которая позволит впервые сделать привязку координат маяка к звездам и центру масс Луны и использовать его в качестве астропункта для построения сетки селенодезических координат высокой точности.
- На основе проведенных исследований определены основные параметры и разработана конструкция оптического лазерного маяка для лунных посадочных станций «Луна-Глоб»/ «Луна-Ресурс-1».
- Разработана математическая модель вычисления времени видимости оптических лазерных маяков на борту околоземных КА с помощью наземных оптических средств наблюдения.

**СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ**

<i>АКА</i>	- автоматический космический аппарат
<i>ВОКО</i>	- высокоорбитальный космический объект
<i>ГСО</i>	- геостационарная орбита
<i>ГСС</i>	- геостационарный спутник
<i>ИИ</i>	- источник излучения
<i>ИК</i>	- инфракрасный
<i>ИСЗ</i>	- искусственный спутник Земли
<i>ИУ</i>	- излучающее устройство
<i>КА</i>	- космический аппарат
<i>КИК</i>	- командно-измерительный комплекс
<i>КМ</i>	- космический мусор
<i>КО</i>	- космический объект
<i>КПА</i>	- контрольно-проверочная аппаратура
<i>КПД</i>	- коэффициент полезного действия
<i>ЛА</i>	- летательный аппарат
<i>НИР</i>	- научно-исследовательская работа
<i>ОА</i>	- орбитальный аппарат
<i>ОКО</i>	- околоземная космическая область
<i>ОКП</i>	- окружающее космическое пространство
<i>ОКР</i>	- опытно-конструкторская
<i>ОМЗ</i>	- оптический маяк для связи с Землей
<i>ОМОА</i>	- оптический маяк для связи с орбитальным аппаратом
<i>ОНА</i>	- остронаправленная антенна
<i>ОЭП</i>	- оптико-электронный прибор
<i>ПЗС</i>	- прибор с зарядовой связью
<i>ПКД</i>	- приемник Ка-диапазона
<i>ПМ</i>	- посадочный модуль
<i>ПН</i>	- пункт наблюдения
<i>ПУ</i>	- приемное устройство
<i>РЛС</i>	- радиолокационная станция
<i>РСДБ</i>	- радиointерферометр со сверхдлинной базой

- РУ* - регистрирующее устройство
- СК* - система координат
- СККП* - система контроля космического пространства
- СОМ* - система оптических маяков
- СОН* - станция оптических наблюдений
- ССО* - солнечно-синхронная орбита
- СУ* - система управления
- УО* - уголкового отражатель
- ЦУП* - центр управления полетом
- ЭВТИ* - экранно-вакуумная теплоизоляция
- DPSS* - diod pumped solid state lasers
- ICRS* - international celestial reference system
- LRS* - lunar reference system

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

- 1 Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов // Дрофа, 2004. 544 с.
- 2 Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1990. 475 с.
- 3 Селезнев В.П., Кирст М.Л. Системы навигации космических летательных аппаратов. Воениздат, 1965. 208 с.
- 4 Багров А.В., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Папченко Б.Н., Сысоев В.К. Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. №4. С. 37-43.
- 5 Гришин Ю.П., Ипатов В.П. и др. Радиотехнические системы / Под ред. Ю.М. Казаринова. М.: Высшая школа, 1990. 496 с.
- 6 Астафьев Г.П., Шебшаевич В.С., Юрков Ю.А. Радиотехнические средства навигации летательных аппаратов. М.: Советское радио, 1962. 962 с.
- 7 Денисов В.П., Дудко Б.П. Радиотехнические системы: Учебное пособие. Раздел 1. Томск, ТМЦДО, 2005. 156 с.
- 8 Денисов В. П., Дудко Б. П. Радиотехнические системы: Учебное пособие. Раздел 2. Томск, ТМЦДО, 2005 148 с.
- 9 Баранов В.Н., Бойко Е.Г., Краснорылов И.И. Космическая геодезия: Учебник для вузов. М.: Недра, 1986. 407 с.
- 10 Радиointерферометр. Большая советская энциклопедия. 3-е издание. 1978.
- 11 Радиointерферометр // Физика космоса: Маленькая энциклопедия / Под ред. Р.А. Сюняева. 2-е изд. М.: Советская энциклопедия, 1986. 783 с.
- 12 Дементьев А.Ф., Алексеев В.А., Антипенко А.А., Игнатов С.П., Князев Н.А., Крюков А.Е., Липатов Б.Н., Молотов Е.П., Молотов И.Е., Окмянский В.А. Радиointерферометрия бортового сигнала КА «ГРАНАТ» для навигационных координатных измерений // Всероссийская астрономическая

- конференция, тезисы заявленных докладов. - СПб.: НИИХ СПбГУ, 2001. 57 с.
- 13 Алексеев В.А., Алтунин В.И., Горшенков Ю.Н., Дементьев А.Ф., Игнатов С.П., Князев Н.А., Липатов Б.Н., Молотов Е.П., Молотов И.Е., Попереченко Б.А., Чибисов А.В., Языков В.П. Сотрудничество Российской и Американской сетей слежения дальнего космоса в области интерферометрии // Труды конференции Современные проблемы и методы астрометрии и геодинамики, 23-27 сентября 1996, С.-Петербург. С. 156-163.
  - 14 Молотов И.Е., Вольвач А.Е., Коноваленко А.А., Фалькович И.С., Литвиненко Л.Н., Негода А.А., Федоров О.П., Липатов Б.Н., Горшенков Ю.Н., Агапов В.М., Туккари Дж., Лю Ш. Международные эксперименты по исследованию околоземных объектов с помощью метода РСДБ-локации // Космическая наука и технология. 2004. Т.10. №2/3. С. 87-92.
  - 15 Конникова В.К., Лехт Е.Е., Силантьев Н.А. Практическая радиоастрономия. М.: МГУ, 2011. 304 с.
  - 16 Молотов И.Е. Радиointерферометрия со сверхбольшими базами (РСДБ) - история, состояние и аппаратура // <http://lfnv.astronomer.ru/report/0000007/r000007.htm>.
  - 17 Голубев А. Глобальная сеть для ловли радиоволн // Наука и жизнь. 2005. №4. С. 2-7.
  - 18 Анисимов В.Д., Батырь Г.С., Меньшиков А.В., Шилин В.Д. Система контроля космического пространства РФ // <http://www.vimpel.ru/skkr2.htm>
  - 19 Пинигин Г.И. Телескопы наземной оптической астрометрии. Николаев: Атолл, 2000. 108 с.
  - 20 Шаргородский В.Д. Лазерная дальнометрия // ФГУП «Научно-Исследовательский Институт Прецизионного Приборостроения» (ФГУП «НИИ ПП»), презентация, 2007. 40 с.
  - 21 Шереметьев А.Г., Толпарев Р.Г. Лазерная связь. М.: Связь, 1974. 384 с.

- 22 Васильев. В.П., Хандрикус Х.В. Лазерная дальнометрия. М.: Радио и связь, 1995. 256 с.
- 23 Аснис Л.А., Васильев В.П., Волконский В.Б. Лазерная дальнометрия. М.: Радио и Связь, 1995. 256 с.
- 24 Дж. Фоллер, Дж. Уамплер Лунный лазерный отражатель // Успехи физических наук. 1971. Т.103. №1. С. 139-154.
- 25 John J. Degnan // Millimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review. Contribution of Space Geodesy to Geodynamics: Technology. 1997. Vol. 25. P. 133 – 162
- 26 Басов Н.Г., Кокурин Ю.Л. Лазерная локация Луны // Наука и человечество, М.: Знание, 1986. С. 262-277.
- 27 Кокурин Ю.Л. Лазерная локация Луны. 40 лет исследований // Квант, электроника. 2003. Т. 33. №1. С. 45–47.
- 28 Алешкина Е.Ю. Лазерная локация Луны // Природа. 2002. №9. С. 57-66.
- 29 Турышев В.Г. JPL NASA Лазерная локация Луны и проверка общей теории относительности // Проблемы современной астрометрии. Доклад конференции, Звенигород, 2007. 73 с.
- 30 Медвед Д.Б. Влияние погодных условий на беспроводную оптическую связь // Вестник связи. 2001. № 4. С. 154-157.
- 31 Зуев В.Е. Прозрачность атмосферы для видимых и инфракрасных лучей. М.: Советское радио, 1966. 318 с.
- 32 Зуев В.Е. Распространение видимых и инфракрасных волн в атмосфере. М.: Советское радио, 1970. 496 с.
- 33 Басов Ю.Г. Светосигнальные устройства. М.: Транспорт, 1993. 312 с.
- 34 Малкин Д.Я. Применение газоразрядных источников света. М.: Энергия, 1975. 120 с.
- 35 Рохлин Г.Н. Разрядные источники света. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Энергоатомиздат, 1991. 720 с.

- 36 Уэймаус Д. Газоразрядные лампы / Пер. с англ. под ред. Г.Н. Рохлина и М.И. Фугенфирова. М.: Энергия, 1977. 344 с.
- 37 Шуберт Ф.Е. Светодиоды. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 496 с.
- 38 Коган Л. М. Светодиоды с повышенной мощностью. М.: Гелиос АРВ, 2002. 304 с.
- 39 Геловани В.А., Скороходов А.П., Швейкин В.И. Высокомощные диодные лазеры нового типа // Труды Института системного анализа РАН, 2005. 152 с.
- 40 Авдоченко Б, Вилисов А., Пушкарев В., Тепляков К., Юрченко В. Источник мощных оптических импульсов на диодах инфракрасного диапазона длин волн // Полупроводниковая светотехника. 2010. №3. С. 53-55.
- 41 Shen G., Lian P., Guo X., Wang G., Cui B., Yin T., Li J., Du J., Gao G., Zou D., Ma X., Chen L. High power coupled large cavity lasers and multi-active light emitting diodes // Proceedings of SPIE, 2001, V.4580. P. 19-25.
- 42 Елисеев П.Г. Полупроводниковые лазеры - от гомопереходов до квантовых точек // Квантовая электроника. 2002. Т.32. №12. С. 1085-1098.
- 43 Особенности зеленого и других цветных DPSS лазеров // <http://lasers.org.ru/>
- 44 Кравцов Н.В. Основные тенденции развития твердотельных лазеров с полупроводниковой накачкой // Квант, электроника. 2001. Т. 31. №8. С.661–677.
- 45 Рождественский Ю.В., Вейнберг В.Б., Сатаров Д.К. Волоконная оптика в авиационной и ракетной технике. М.: Машиностроение, 1977. 68 с.
- 46 Багров А.В., Барабанов А.А., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. Применение лазерных диодных маяков для определения координат космических и наземных объектов // Космические исследования. 2013. Т. 51. №4. С. 1-9.
- 47 Старовойтов Е.И. Использование оптоэлектронных устройств для позиционирования космических объектов // Известия Тульского

- государственного университета. Технические науки, 2011. вып.5. ч.1. С.162–168.
- 48 Старовойтов Е.И. Использование лазерных систем в решении задачи встречи КА на орбите Луны // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 11. С.12–17.
- 49 Федосеев В.И. Автоматическая лазерная система контроля параметров сближения кооперируемых космических аппаратов // Оптический журнал. 1996. № 7. С. 66-70.
- 50 Старовойтов Е.И. Исторические аспекты развития и принципы построения бортовых лазерных локационных систем для сближения и стыковки космических аппаратов // Наука и образование. 2013. №11. С.1-28.
- 51 Старовойтов Е.И., Воробьев С.А. Контроль работоспособности лазерных излучателей в условиях космического полета с использованием телевизионных средств // Радиотехника. 2011. № 6. С.50–55.
- 52 Алешин Г.В. Синтез параметров лазерной системы передачи информации // ИКСЗТ. 2010. №2. С.1-13.
- 53 Гавриленко С.В., Феоктистов Н.Н., Хегай Д.К. Особенности современного этапа развития оптических линий межспутниковой связи // Приборостроение. 2008. Т. 51. №3. С.54-60
- 54 Боярчук А.А., Багров А.В., Барабанов С.И. и др. Космический астрометрический эксперимент ОЗИРИС / Под ред. Л.В. Рыхловой и К.В. Куимова. Фрязино: «Век-2», 2005. 350 с.
- 55 Пеньков Е.П. Кабельное телевидение: Учебное пособие. Дрофа, 2010. 156 с.
- 56 Клоков А.В. Беспроводные ИК-технологии, истинное качество «последней мили» // Технология и средства связи. 1999. №5. С. 40-44.
- 57 Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
- 58 Ковалевский Ж. Современная астрометрия. Фрязино: Век 2, 2004. 480 с.

- 59 Oliver Montenbruck, Eberhard Gill. Satellite Orbits. Models, Methods, and Applications // Springer, 2001. 369 p.
- 60 Васильев Н., Зелевинский А. Многочлены Чебышева и рекуррентные соотношения // Квант. 1982. № 1 С. 12-19.
- 61 В.А. Archinal, et al. Report of the IAU Working Group on Cartographic Coordinates and Rotational Elements: 2006 // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, Volume 98, Issue 3, 2007. pp.155-180.
- 62 Аванесов Г.А., Гордеев Р.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Коломеец Е.В., Краснопевцева Е.Б., Куделин М.И., Крупин А.А., Муравьев В.М., Форш А.А. Телевизионная система навигации и наблюдения // Астрон, вестник. 2010. Т.4. №5. С. 473-479.
- 63 V. Faybishenko / Laser diode assemblies // Patent of United States, Pub. No.: US 2009/0245315 A1, Pub/ Date: Oct. 1, 2009.
- 64 Аполлонов В.В. Мощные полупроводниковые структуры лазерных диодов и их новые применения // Оборонный заказ. №18 март 2008. <http://www.ozakaz.ru>.
- 65 Багров А.В., Выгон В.Г., Рыхлова Л.В., Шаргородский В.Д. Анализ состояния аварийного геостационарного спутника «Ямал-1» по фотометрическим наблюдениям // Околоземная астрономия и проблемы изучения малых тел Солнечной системы. Тез. докладов. 1999. Обнинск, 46 с.
- 66 Ерпылев Н.П., Смирнов М.А., Багров А.В. Модель яркости ночного неба // Научные информации Астрон. совета АН СССР, 1987, № 64. С. 3-14.
- 67 Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. Наука, 1990. 445 с.
- 68 Тарадий В.К., Сергеев А.В., Карпов Н.В., Богатырев К.А. Астрономический комплекс на пике Терскол для наблюдений КА // Сб. научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина, 2001. Вып.3. С. 335-343.

- 69 Карпов Н.В., Сергеев А.В., Тарадий В.К. Наблюдения событий в околоземном пространстве на пике Терскол – 1997 – 2007гг. // Материалы Международной конференции «Околоземная астрономия 2007» 3-7 сентября 2007 г., п. Терскол. (ред. Л.В.Рыхлова и В.К.Тарадий). Нальчик: Изд. М. и В.Котляровы, 2008. С. 299-305.
- 70 Молотов И. Терскол. // <http://lfvn.astronomer.ru/optic/terskol/index.htm>
- 71 Гришин Е.А., Куимов К.В., Новиков С.Б., Семенцов В.Н., Шаргородский В.Д. Высокоточные наблюдения высокоорбитальных объектов // Материалы Международной конференции «Околоземная астрономия 2007» 3-7 сентября 2007 г., п. Терскол. (ред. Л.В.Рыхлова и В.К.Тарадий). Нальчик: Изд. М. и В.Котляровы, 2008. С. 305-308.
- 72 ПулКОН // <http://lfvn.astronomer.ru/pulcoo/telescop.htm>.
- 73 Станция оптических наблюдений спутников Ужгородского университета. // <http://lfvn.astronomer.ru/optic/uzhgorod/index.htm>
- 74 Захарова П.Е., Кузнецов Э.Д., Гламазда Д.В., Горда С.Ю., Кайзер Г.Т. Система мониторинга геосинхронных объектов Коуровской астрономической обсерватории УрГУ // Материалы Международной конференции «Околоземная астрономия 2007» 3-7 сентября 2007 г., п. Терскол (ред. Л.В.Рыхлова и В.К.Тарадий), Нальчик: Изд. М. и В.Котляровы, 2008. С. 314-317.
- 75 Багров А.В., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Сысоев В.К. Автономное сигнальное устройство // Патент №110857, RU 110857 U1, 2011.