

УДК 551.501

Лазерное зондирование Земли из космоса. II. Методологические основы лидарных измерений с борта орбитальной станции

Ю. С. Балин¹, А. А. Тихомиров²

¹ Институт оптики атмосферы СВ РАН, Томск, Росія

² Конструкторсько-технологічний інститут «Оптика» СВ РАН, Томск, Росія

Надійшла до редакції 24.02.97

На прикладі лідара БАЛКАН розглянуто основи методологічного забезпечення сеансів космічних експериментів з лазерного зондування з космосу, що включають режими орієнтації орбітальної станції та лідара на орбіті під час сеансів зондування, планування та розрахункове балістичне забезпечення експериментів, проведення супутніх підсупутникових вимірювань, питання просторово-часової прив'язки результатів вимірювань, алгоритми обробки лідарних сигналів та ін.

ВВЕДЕНИЕ

Вопросы методического обеспечения лазерного зондирования из космоса рассматривались одновременно с разработкой лидарной техники (Захаров, 1988; Bufton, 1989; Curran 1989). Однако практически эти проблемы стали решаться только при проведении первых лидарных космических экспериментов ЛТЕ в 1994 г. (Winker, McCormick, 1995) и лидара БАЛКАН в 1995—1996 гг. (Балин и др. 1997). Определяющими при этом являются как параметры самого лидара (частота посылок зондирующих импульсов, длительность сеанса излучения лазера, возможность работы на освещенной и теневой стороне Земли, режимы управления работой лидара), так и режимы полета космической платформы (траекторные данные, ориентация связанной системы координат станции относительно базовой системы координат). Для первых экспериментов по лазерному зондированию важным является также проведение дополнительных сопутствующих подспутниковых наблюдений и измерений характеристик исследуемых объектов с помощью других измерительных средств. В данной статье на примере лидара БАЛКАН рассматриваются проблемы, связанные с организацией и проведением лидарных

космических экспериментов, расшифровкой и интерпретацией получаемой информации, пространственно-временной привязкой результатов измерений.

ПАРАМЕТРЫ ОРБИТЫ И ЛИДАРА

Параметры орбиты станции «Мир» в 1995—1996 гг. были следующие: высота в перигее 393 км, в апогее — 413 км; средний период обращения вокруг Земли 92.41 мин; угол наклона орбиты к плоскости экватора 51.74°; средняя скорость движения по орбите 7.7 км/с.

Подробно технические параметры лидара БАЛКАН представлены в предыдущей статье (Зуев и др., 1997), а также в работах Балина и др. (1995), Balin et al. (1994). При планировании экспериментов необходимо учитывать следующее. Период повторения лазерных импульсов (циклов измерений) — 5.53 с; число лазерных импульсов в одном сеансе измерений — 20, 60 или 80 с последующим перерывом 12 или 23 мин, соответственно. Расходимость излучения лазерного передатчика составляет 0.15 мрад, что обеспечивает диаметр пятна излучения на поверхности Земли не более

100 м. При этом расстояния между отдельными точками составляют 42,6 км, а общая максимальная длина контролируемой трассы в сеансе зондирования равна 3400 км. Регистрация эхосигналов проводится при аналоговом режиме работы ФЭУ в двух параллельно работающих устройствах: в дальномерном канале — при превышении сигналом заданных пороговых уровней, с погрешностью измерения дальности 1,5 м, и в лидарном канале — при оцифровке эхосигнала в шестиразрядном АЦП с дискретностью 20 нс (3 м).

Управление работой лидара либо полностью ручное, либо полуавтоматическое (включение блоков и устройств лидара на прогрев осуществляется по командам ЭВМ орбитальной станции, а при проведении непосредственно сеанса измерений требуется участие оператора-космонавта).

РЕЖИМЫ ОРИЕНТАЦИИ СТАНЦИИ «МИР» И ЛИДАРА НА ОРБИТЕ

Привязка направления оптической оси лидара к связанной системе координат станции «Мир» ($O_6X_6Y_6Z_6$) и модуля «Спектр» ($O_MX_MY_MZ_M$) показана на рис. 1. Относительно системы координат

базового блока, центр которой совпадает с центром масс станции, расчетное положение оптической оси лидара находится в плоскости $X_6O_6Z_6$ и повернуто по часовой стрелке на угол $\alpha = 1,5^\circ$ от оси $-O_6X_6$, если смотреть навстречу направлению оси $+O_6Y_6$. Это связано с тем, что направление оптической оси лидара составляет угол $1,5^\circ$ с осью иллюминатора. Последняя, в свою очередь, параллельна оси $+O_MY_M$ модуля или оси $-O_6X_6$ станции.

При описании движения станции по орбите используются две базовые системы координат — инерциальная и орбитальная. Инерциальная система координат (ИСК) — согласованная экваториальная ИСК с началом отсчета в центре масс Земли. Орбитальная система координат (ОСК) — начало отсчета располагается в центре масс станции, ось $+O_0X_0$ направлена по проекции вектора скорости станции на плоскость местного горизонта, ось $+O_0Y_0$ направлена по радиусу-вектору станции, ось $+O_0Z_0$ дополняет систему до правой.

Существует несколько модификаций режимов ориентации станции в ИСК и ОСК, в зависимости от углов разворота между связанной и базовой системами координат (Методика, 1986). Во время работы лидара БАЛКАН использовались два режима ориентации, обозначаемые как ИСК2 и ОСКр.

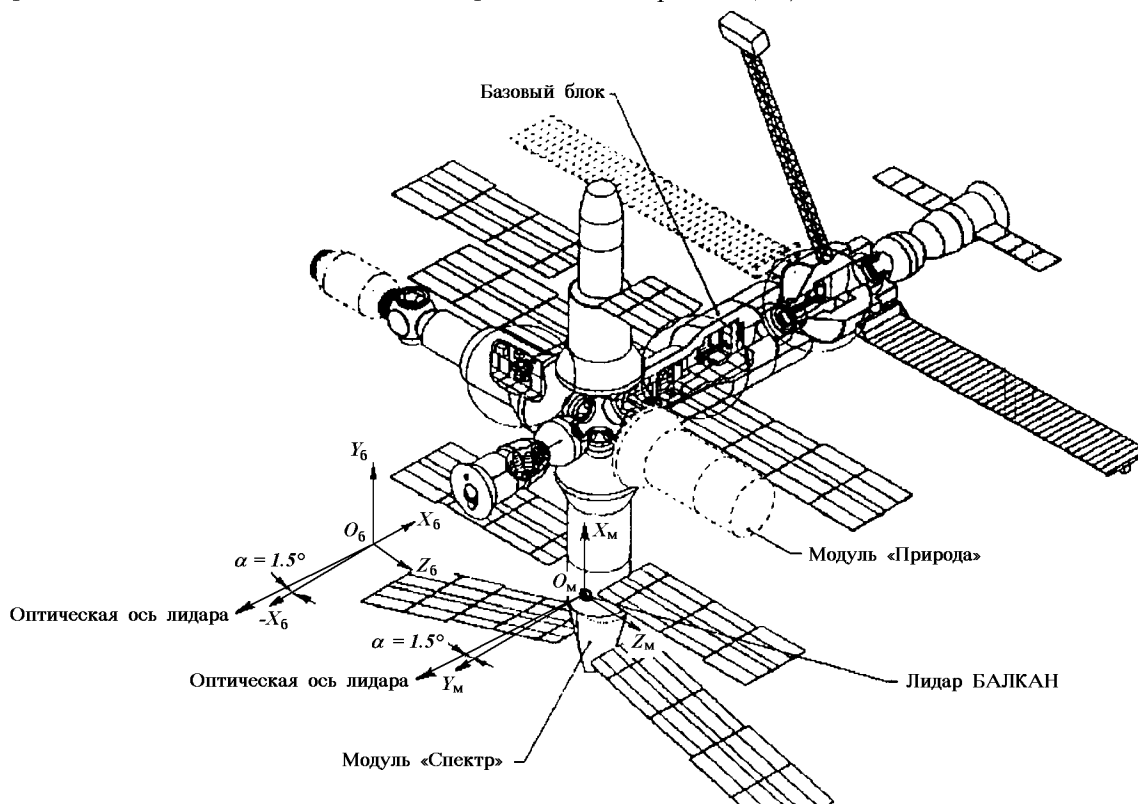


Рис. 1. Схема размещения лидара на орбитальной станции «Мир» и привязка оптической оси лидара к связанной системе координат модуля и базового блока станции. Центры систем координат станции и модуля для наглядности вынесены из соответствующих центров масс

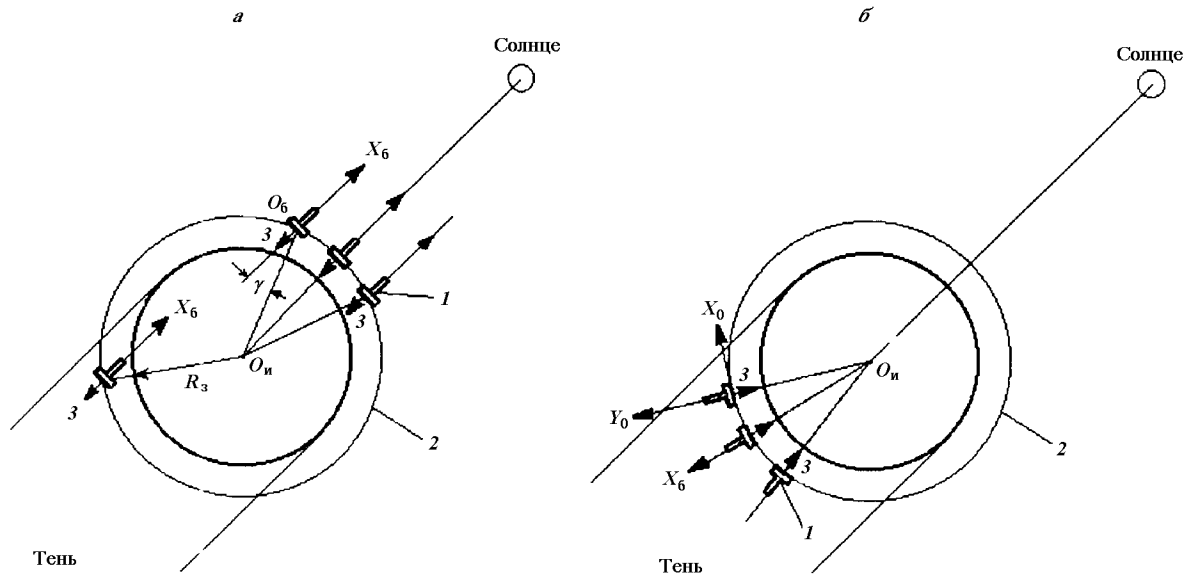


Рис. 2. Режимы ориентации станции и оптической оси лидара на орбите: 1 — станция; 2 — траектория орбиты; 3 — оптическая ось лидара; O_n — центр ИСК (Земли); R_z — радиус-вектор Земли. а — режим ориентации ИСК2; б — режим ориентации ОСКр

Основным режимом ориентации станции в полете является ИСК2, что связано с ее энергообеспечением от солнечных батарей, при этом ось $+O_6X_6$ совмещается с проекцией направления на Солнце в плоскости орбиты, а направление оси $+O_6Y_6$ определяется из условий перпендикулярности к плоскости орбиты и минимальности значения угла между этой осью и направлением на Солнце.

Упрощенно режим полета станции в ИСК2 показан на рис. 2, а. Поскольку в режиме ИСК2 ось $+O_6X_6$ станции все время направлена в одну точку инерциального пространства, при полете в этой ориентации угол γ между направлением оптической оси лидара и надиром все время изменяется. За счет этого осуществляется непрерывное сканирование лазерным лучом относительно траектории орбиты (непрерывное изменение углов курса и тангажа оптической оси лидара), и соответственно — постоянное изменение наклонной дальности зондирования. Оптическая ось лидара оказывается наиболее близкой к надирному направлению только в краткие моменты времени — в середине света на витке, когда ось $+O_6X_6$ близка к радиусу-вектору Земли (с учетом величины угла $\alpha = 1.5^\circ$). Однако в этом случае условия работы лидара оказываются наихудшими по фоновым засветкам (наибольшая высота Солнца над местным горизонтом). Из рисунка видно, что на теневой стороне оптическая ось лидара направлена вне земной поверхности, поэтому при такой ориентации станции зондировать подстилающую поверхность (ПП) и атмосфе-

ру Земли в ночных условиях невозможно.

В режиме расчетной орбитальной системы координат (ОСКр) с заданного момента времени осуществляется требуемая ориентация осей станции относительно осей орбитальной системы координат, а затем поддерживается стабилизация режима полета в этой ориентации на время проведения эксперимента, после чего станция снова возвращается в режим ориентации ИСК2. Режим ОСКр позволяет установить и удерживать ориентацию оси лидара в надир на любом выбранном участке траектории полета (см. рис. 2, б). В этом случае ось лидара во время проведения сеанса зондирования направлена вдоль оси $-O_6Y_6$ ОСК, а ось станции $+O_6X_6$ соответственно отклонена от оси $+O_6Y_6$ на угол 1.5° . Однако такой режим полета требует дополнительных затрат горючего на переориентацию станции, ее дальнейшую стабилизацию и возврат в исходную ориентацию, что является энергетически невыгодным для центра управления полетом (ЦУП).

ПЛАНИРОВАНИЕ И РАСЧЕТНОЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Наземное обеспечение сеансов лазерного зондирования включает:

- 1) перспективное, долгосрочное и краткосрочное планирование в ЦУП;
- 2) планирование сопутствующих подспутниковых измерений;

3) подготовку сопутствующих фотометрических измерений или видеосъемки с борта станции.

При детерминированности полета орбитальной станции перспективное планирование (от нескольких месяцев до 5 сут) заключается в выборе географических районов проведения эксперимента и выполнении баллистических расчетов в ЦУП для определения моментов времени пролета станции над этими районами с допустимым отклонением от географических координат исследуемых районов и расчета светотеневой обстановки в эти моменты (угловая высота Солнца и Луны, а также ее фаза). Поскольку управление лидаром полуавтоматическое, необходимо учитывать режим дня космонавтов (сон, прием пищи, отдых).

Долгосрочное планирование осуществляется не менее чем за 5 сут, с учетом графика загруженности космонавтов штатными работами по станции. В связи с корректировками траектории орбиты уточняется до 1 с время пролета над исследуемым

районом, определяются моменты времени перевода станции в режим ОСКр или стабилизации ориентации в режиме ИСК2 и временной интервал полета во время эксперимента, который связан с числом импульсов зондирования. Запрашивается в Гидрометцентре прогноз метеобстановки над районом измерений (возможное наличие облачности).

Краткосрочное планирование (за двое суток) включает подготовку исходных данных на моменты выдачи команд от бортовой ЭВМ на включение-выключение систем и устройств станции, задействованных для проведения космического эксперимента. Составляется и передается радиограмма для космонавтов, в которой указываются точное время начала сеанса измерений (момент запуска лазера), число циклов измерений в сеансе, нештатные отклонения от работы по бортовой инструкции и т. п.

Рис. 3 поясняет некоторые, используемые в дальнейшем, расчетные параметры орбитального движения станции, ориентации лидара и зондируемых участков на земной поверхности. В центре Земли располагается центр инерциальной системы координат O_{II} , центр орбитальной системы координат $O_0X_0Y_0Z_0$ располагается в центре масс станции. Траектория движения оптической оси лидара по поверхности Земли в общем случае не совпадает с проекцией траектории орбиты даже при полете станции в режиме ОСКр из-за неточного знания истинного направления оси лидара относительно осей связанной системы координат станции, ошибок ее ориентации, флюктуаций ориентации при полете. В ЦУП имеются программы для вычисления текущих расчетных значений высоты траектории орбиты над уровнем океана $H_p(t)$ (отрезок O_0A) с учетом формы геоида; текущих значений географических координат подспутниковой точки A — долготы $L_c(t)$ и широты $B_c(t)$; расчетной наклонной дальности $D_p(t)$ (отрезок O_0A') для расчетного значения угла γ_p между осью лидара и надирным направлением; географических координат точки пересечения оси лидара с поверхностью Земли A' — $L_n(t)$ и $B_n(t)$; текущих расчетных значений углов между осью лидара и направлением на Солнце $\Psi_p(t)$ и на Луну $\varepsilon_p(t)$. Расчеты выполняются на основе данных по радиолокационному контролю параметров орбиты с наземных пунктов. Вышеперечисленные расчетные параметры используются для оценки полученных результатов зондирования.

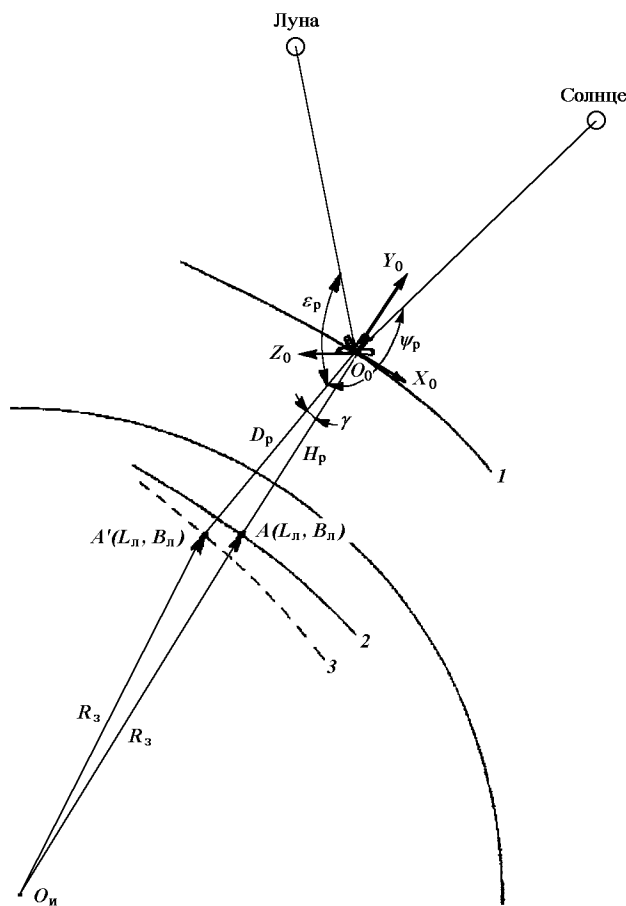


Рис. 3. Параметры орбиты станции и ориентации лидара: 1 — траектория орбиты; 2 — расчетная проекция траектории орбиты на поверхности Земли; 3 — расчетная траектория движения лазерного луча на поверхности; O_{II} — центр ИСК; R_3 — радиус- вектор Земли

СОПУТСТВУЮЩИЕ ПОДСПУТНИКОВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ

Чтобы однозначно интерпретировать получаемые из космоса отраженные сигналы, необходимо проводить сопутствующие, так называемые подспутни-

ковые, измерения параметров атмосферы, облачных полей и характеристик подстилающей поверхности. Особенно это требуется для первых экспериментов по космическому лазерному зондированию. В первоначальной программе работ предусматривалось проведение подспутниковых синхронных измерений со специальных самолетов или кораблей, находящихся в районе проведения экспериментов. Для этих целей был создан специальный самолетный лидар (Абрамочкин, 1991). Теперь приходится ограничиваться в основном информацией Гидрометцентра. Тем не менее, в сентябре 1995 г. удалось совместить сеансы лазерного зондирования океана и облачных полей над одним из районов Северной Атлантики с подспутниковыми измерениями, которые проводились с борта научно-исследовательского судна «Академик М. Келдыш» группой сотрудников ИОА СО РАН.

Кроме подспутниковых измерений, оценка метеобстановки (наличие и балльность облачности) на подспутниковой траектории полета может проводиться вторым космонавтом визуально через иллюминатор другого модуля станции или путем автоматической видеосъемки с помощью имеющейся на борту видеокамеры. Проведение таких наблюдений также планируется заранее, но они могут быть выполнены только на освещенной стороне Земли, когда фоновые условия для лазерного зондирования менее благоприятны. Немаловажной проблемой остается определение взаимной ориентации оптических осей лидара и видеокамеры.

Недостаточно большой угол наклона орбиты не позволил задействовать для проведения сопутствующих подспутниковых измерений лидарные наземные станции, расположенные выше 51.7° (в Томске — на 600 км и в Минске — на 200 км севернее крайних участков подспутниковой траектории). Кроме того, территория, прилегающая к данным географическим пунктам, не попадала в подспутниковые районы в периоды времени, выделенные для проведения сеансов лазерного зондирования.

Гидрометцентр обеспечивает ЦУП метеопрогнозами (краткосрочными) накануне проведения сеанса измерений и метеосводками (после его проведения) о состоянии атмосферы в районе выполнения экспериментов. В последнем случае в получаемой метеосводке для заданных моментов времени в заданных географических участках подспутниковой траектории полета указываются: тип, балльность и высота нижней границы облачности, скорость и направление ветра. Однако информация по полю облачности является слишком глобальной относительно редких точек измерений, проводимых лидаром.

ПРОВЕДЕНИЕ СЕАНСОВ ЛАЗЕРНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ И ОБЪЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Начиная с космической экспедиции ЭО-19, все экипажи станции «Мир» проходят обучение на тренажерном макете лидара и сдают соответствующий зачет по знанию основных принципов работы лидара. Кроме того, временная последовательность действий оператора-космонавта при проведении сеанса измерений детально отражена в бортовой инструкции, которая предусматривает работу космонавта с основными и резервными блоками лидара, а также его действия при возникновении некоторых типичных нештатных ситуаций. Дополнительно оператор-космонавт руководствуется текстом радиограммы на проведение эксперимента. После контроля функционирования блоков лидара он в заданный момент включает лидар на излучение, по окончании измерений последовательно выключает блоки лидара. Остальные операции осуществляются по командам от бортовой ЭВМ.

Телеметрическая информация (ТМИ) лидара БАЛКАН состоит из двух частей: цифровых массивов ТМИ (24 килобайта), содержащих оцифрованные выборки амплитуд лидарных сигналов с паспортными данными цикла измерения и 19 аналоговых сигналов телеметрического контроля, свидетельствующих о работоспособности отдельных систем и устройств лидара. В состав последних входит информация об измеренной дальности до зондируемого объекта — D_n , определяемая по уровню первого порога.

В сеансе измерений сигналы телеметрического контроля непрерывно фиксируются на бортовые магнитофоны станции с частотой опроса 1.5 Гц. Цифровые массивы ТМИ, накопленные в БЗУ блока регистрации лидарного сигнала, переписываются на бортовые магнитофоны по окончании сеанса измерений. Передача на Землю по каналу РТС всей информации, полученной в сеансе лазерного зондирования производится во время пролета станции над одним из наземных измерительных комплексов, который затем передает всю ТМИ в ЦУП. В общем случае, ТМИ, предварительно расшифрованная службами ЦУП, поступает в распоряжение постановщика эксперимента не ранее 1.0—1.5 ч после проведения измерений.

ПОЛУЧЕНИЕ И ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ЛАЗЕРНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

При оперативной обработке всего массива ТМИ, поступившего в ЦУП, из него выделяется информация, относящаяся к лидару БАЛКАН. Аналого-

вые сигналы телеметрического контроля после обработки в ЭВМ ЦУП выдаются постановщику эксперимента в виде распечаток, по которым проводится анализ последовательности включения и работы составных частей лидара во время проведения эксперимента. Цифровые массивы ТМИ формируются в виде файлов. Разработана специальная программа, которая позволяет оперативно проводить обработку полученного цифрового массива и выделять искомую информацию о паспортных данных каждого цикла измерения и о форме отраженного сигнала в этом цикле в виде графика и временной последовательности цифровых значений его амплитуды.

Предварительная обработка результатов каждого сеанса измерений по дальномерному каналу включает сопоставление полученных измеренных значений дальности $D_{и}$ с расчетными значениями наклонной дальности $D_p(t)$ для соответствующих моментов времени, исключение из них сигналов ложного срабатывания от фоновых засветок. Ложное срабатывание пороговой системы дальномерного канала лидара происходит, когда импульс помехи по амплитуде превышает уровень первого порога и попадает во временные ворота преобразователя время-код. Оно определяется по двум критериям: либо $D_{и}$ полученного сигнала превышает D_p более чем на величину систематической ошибки измерений, либо $D_{и}$ меньше, чем $(D_p - 12 \text{ км})$, что может соответствовать сигналу от объектов, расположенных на высотах более 12 км от поверхности Земли.

Результаты выполненных экспериментов показывают, что помеховые срабатывания наиболее часты при работе лидара на освещенной стороне Земли в режиме полета ИСК2 (до 50 % в сеансе измерений). Наблюдались они также в режиме ОСКр на теневой стороне при фазах Луны более 0.9 (не более 3 %). От облаков с малой оптической плотностью и малым градиентом коэффициента рассеяния амплитуда эхосигнала обычно не превышает первый пороговый уровень, что фиксируется как отсутствие сигнала. В этом случае не регистрируется и эхосигнал от подстилающей поверхности.

При проведении экспериментов над материком дополнительно уточняются результаты метеосводок Гидрометцентра о наличии облачности в районе выполнения эксперимента и точная география координат движения лазерного луча, чтобы учесть рельеф местности, так как значения $D_p(t)$ рассчитываются для уровня океана.

Предварительная обработка файлов ТМИ включает выделение лидарных сигналов из всего большого цифрового массива, которые ограничены контрольными калибровочными сигналами, записываемыми до начала и после окончания сеанса измере-

ний. Далее из выделенной части цифрового массива выбираются сигналы, которые по дальности и паспортным данным совпадают с сигналами дальномерного канала. Полученные оцифрованные значения дискретных выборок амплитуды лидарного сигнала используются для определения характеристик рассеивающего объекта при обработке сигнала по заданным алгоритмам (Балин и др., 1995).

АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ЛИДАРНЫХ СИГНАЛОВ

Общая схема обработки лидарных сигналов включает в себя последовательные решения следующих задач:

- 1) фильтрация (выделение полезного сигнала);
- 2) классификация (распознавание типа зондируемых объектов);
- 3) оценка параметров объектов (Балин и др., 1988).

В качестве элементов классификации были выбраны существенные независимые признаки лидарного сигнала, достоверно характеризующие зондируемые объекты: длительность переднего фронта импульса, дальность до объекта, интегральное значение S -функции лидарного сигнала (Балин и др. 1988, 1995). Эти характеристики несут информацию о физическом состоянии исследуемого объекта, поскольку их значения представляют интерес для метеорологии, климатологии, а также для обработки методики расчета параметров орбиты. Среди таких характеристик высота верхней границы облаков (ВВГО) или дальность до поверхности Земли, оптические параметры облаков и подстилающей поверхности. Например, интеграл S -функции прямо связан с отражающими свойствами облаков и подстилающей поверхности (Креков и др. 1987).

В предположении линейного нарастания коэффициента рассеяния $\sigma(z)$ в облаке имеем

$$\begin{aligned} \frac{d\sigma}{dz} &= \frac{1}{2(z_m - z_0)^2} = \\ &= \ln \left(\frac{z_2 - z_0}{z_1 - z_0} \right) [(z_2 - z_0)^2 - (z_1 - z_0)^2]^{-1}, \end{aligned}$$

что подразумевает связь функции $\sigma(z)$ с градиентом $d\sigma/dz$. Устойчивая оценка последнего может быть получена по методу наименьших квадратов, т. е.

$$\begin{aligned} \frac{\hat{d}\sigma}{dz} &= \int_{z_1}^{z_2} \ln \left(\frac{z - z_0}{z_m - z_0} \right) \frac{S(z_m)}{S(z)} [(z - z_0)^2 - (z_m - z_0)^2] dz \times \\ &\times \left\{ \int_{z_1}^{z_2} [(z - z_0)^2 - (z_m - z_0)^2]^2 dz \right\}^{-1}. \end{aligned}$$

Здесь z_0 и z_m — дистанции, соответствующие началу и максимуму эхосигнала, z_1 и z_2 — дистанции, соответствующие уровню равных амплитуд сигнала на переднем и заднем фронтах ($z_1 < z_2$).

Как показывают модельные расчеты и подтверждают экспериментальные результаты (Балин и др. 1988, 1993), стабильность полученного решения ухудшается, если при обработке используется задний фронт лидарного сигнала. Если дополнительно принять во внимание тот факт, что эта часть лидарного сигнала содержит помехи, связанные с многократным рассеянием, то можно рекомендовать использовать только параметры переднего фронта для оценки среднего значения коэффициента рассеяния облака.

Используя аппроксимацию, можно также реконструировать форму лидарного сигнала из результатов измерения его амплитуды и длительности на разных уровнях порогов в дальномерном канале и затем использовать эти данные при обработке. Следует заметить, что сигнал, отраженный от облаков и водной поверхности, имеет несимметричную форму, в то время как сигнал, отраженный от твердой поверхности, обычно симметричен. Однако, если направление зондирования отклоняется от надира или лазерный луч попадает на наклонную поверхность, форма отраженного сигнала становится слегка несимметричной. Как показано Vufton (1989), уширение сигнала дает информацию о наклоне поверхности, а значение амплитуды — о коэффициенте отражения.

ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННАЯ ПРИВЯЗКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ

Рассмотренная Захаровым (1988) процедура пространственной привязки измерений значительно упростилась в связи с развитием персональных компьютеров и соответствующих пакетов прикладных программ, связанных с расчетом параметров орбиты и направлений визирования оптического прибора относительно надира и небесных светил. Сравнение измеренных значений наклонной дальности D_n при дальнометрировании океанической поверхности с расчетными баллистическими значениями $D_p(t)$, показывает, что существует систематическая погрешность в определении величины угла α (см. рис. 4), которая лежит в конусе с плоским углом равным $\Delta\alpha \approx 0.3^\circ$. Эта ошибка связана с суммарным набегом конструктивных допусков на места крепления приемопередатчика лидара к иллюминатору модуля «Спектр», модуля к переходному стыковочному углу, переходного стыковочного узла к станции, а также за счет некоторого

раздува модуля на орбите за счет разницы давлений внутри и снаружи модуля. На рис. 3 представлена расчетная зависимость приращения наклонной дальности $\Delta D = D_p - H_p$ от угла отклонения оси зондирования от надирного направления γ для реальной высоты орбиты $H_p = 400$ км. При этом значение D_p кроме величины $H_p / (1/\cos\gamma - 1)$ включает приращение наклонной дальности, связанное со сферичностью Земли, которое начинает существенно сказываться при $\gamma > 3^\circ$.

Анализ данных по стабильности ориентации станции при полете в режимах ИСК2 и ОСКр показал, что в интервале 10 мин наблюдаются колебания направления осей связанной системы координат относительно осей базовой системы в пределах погрешностей угловых датчиков станции 0.1° . При зондировании в надирном направлении такая погрешность приводит к несущественным ошибкам в определении высоты полета станции (до 0.5 м) и значительному смещению центра пятна излучения на земной поверхности (более 600 м). Как видно из рис. 4, при одной и той же величине систематической ошибки $\Delta\alpha$ величина ΔD существенно увеличивается с увеличением угла γ . Из-за неопределенности величины $\Delta\alpha \approx 0.3^\circ$ реальные координаты точки пересечения лазерного луча с поверхностью Земли на уровне океана будут смещены относительно расчетных значений $L_n(t)$ и $B_n(t)$ (см. рис. 3).

Неоднозначность в пространственной привязке данных зондирования возникает и за счет погрешностей, связанных с временной привязкой проведенного цикла измерения. Временная привязка результатов измерений эхосигналов производится к системе единого времени, имеющейся на борту станции (декретное московское время). При записи сигналов телеметрического контроля на бортовые магнитофоны используется односекундная шкала времени. Поскольку период излучения лазерных импульсов составляет 5.53 с, то время регистрации цикла измерений (сигнала D_n) осуществляется в

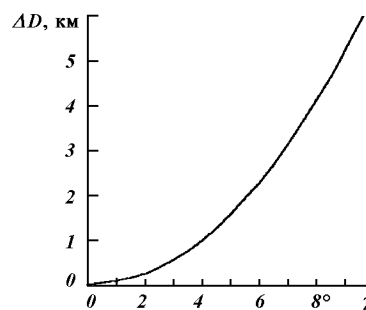


Рис. 4. Зависимость увеличения наклонной дальности зондирования от угла отклонения оси лидара от надира

телеметрической системе с минимальной погрешностью 0,5 с. Это сразу дает пространственную неопределенность наземных координат траектории подспутниковой точки в 3,85 км. Максимальная погрешность составляет 1 с из-за накопления временных задержек на релейных схемах, через которые проходят сигналы телеметрического контроля.

Дополнительная ошибка между значениями D_p и D_n возникает из-за погрешностей в системе радиолокационного контроля орбиты станции, исходные данные которой являются основой для расчета параметров траектории орбиты. Для северного полушария погрешность расчетного значения высоты орбиты $H_p(t)$ может составлять 150 м, в южном полушарии, где пунктов радиоконтроля орбиты нет, величина погрешности больше. Поскольку все баллистические расчеты привязываются к моменту времени T_e и долготе L_e , при которых проекция траектории орбиты пересекает земной экватор, то ошибки 1 с приводят к дополнительной погрешности величины $H_p(t)$ в 10—20 м (за счет эллиптичности орбиты) и смещению географических координат подспутниковой точки до 7,7 км.

Детальный анализ погрешностей пространственно-временной привязки результатов измерений сеанса лазерного зондирования требует дополнительных уточнений и выходит за рамки данной статьи. Некоторые оценки погрешности таких измерений, связанные с наклоном отражающей поверхности и отклонением направления зондирования, приведены в работе Bufton (1989).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изложенные выше методологические основы проведения сеансов лазерного зондирования с борта орбитальной станции «Мир» были отработаны во время измерений, выполненных лидаром БАЛКАН в августе—сентябре 1995 г. и феврале—апреле 1996 г.

Авторы весьма признательны космонавтам экспедиций ЭО-19, ЭО-20 и ЭО-21 за успешную работу с лидаром во время проведения сеансов лазерного зондирования, сотрудникам группы математического моделирования ЦУП за составление программ и проведение баллистических расчетов, в частности ведущему специалисту в этой области А. И. Манжелеву, а также всем службам ЦУП,

участвовавшим в подготовке и проведении космических экспериментов с лидаром БАЛКАН.

- Абрамочкин А. И., Пеннер И. Э., Шаманаев В. С. Лидар для подспутникового исследования облаков // Оптика атмосферы и океана.—1991.—4, № 3.—С. 264—265.
- Балин Ю. С., Кавкянов С. М., Креков Г. М. и др. Интерпретация сигналов лазерного зондирования облаков и подстилающей поверхности из космоса // Оптика атмосферы.—1988.—1, № 1.—С. 93—99. Балин Ю. С., Разенков И. А. Лазерный контроль аэрозольных загрязнений воздушного бассейна промышленных центров // Оптика атмосферы и океана.—1993.—6, № 2.—С. 169—188.
- Балин Ю. С., Знаменский И. В., Зуев В. Е. и др. Российский космический лидар «Балкан-1» // Оптика атмосферы и океана.—1995.—8, № 9.—С. 1332—1343.
- Балин Ю. С., Тихомиров А. А., Самойлова С. В. Предварительные результаты зондирования облаков и подстилающей поверхности Земли лидаром «Балкан-1» // Оптика атмосферы и океана.—1997.—10, № 3.—С. 333—352.
- Захаров В. М. (ред.) Лазерное зондирование атмосферы из космоса. — Л.: Гидрометеоиздат, 1988.—215 с.
- Зуев В. Е., Балин Ю. С., Тихомиров А. А. и др. Лазерное зондирование Земли из космоса. I. Российский лидар космического базирования БАЛКАН // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 1/2.—С. 16—25.
- Креков Г. М., Кавкянов С. И., Крекова М. М. Интерпретация сигналов оптического зондирования атмосферы. — Новосибирск: Наука, 1987.—186 с.
- Методика П24586-117. — НПО «Энергия», 1986.—Ч. 1, кн. 1.—48 с.
- Balin Yu. S., Mel'nikov V. E., Tikhomirov A. A., et al. Spaceborne aerosol lidar BALKAN-1 // Proc. SPIE.—1994.—2310.—P. 144—151.
- Bufton J. L. Laser altimetry measurements from aircraft and spacecraft // Proc. IEEE.—1989.—77, N 3.—P. 463—477.
- Curren R. J. Satellite-borne lidar observation of the Earth: Requirements and anticipated capabilities // Proc. IEEE.—1989.—77, N 3.—P. 478—490.
- Winker D. M., McCormick M. P. Observation of aerosol and clouds with LITE // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 70—78.

REMOTE LASER SENSING OF THE EARTH FROM SPACE. II. METHODOLOGICAL ASPECTS OF LIDAR MEASUREMENTS ABOARD AN ORBITING STATION

Yu. S. Balin, and A. A. Tikhomirov

Some methodological aspects concerning the arrangement of spaceborne experiments on the remote laser sensing of the Earth are considered using the BALKAN lidar as an example. These include the orbiting station and lidar orientation modes at the sounding session, planning experiment and ballistic calculations, corresponding ground support measurements, accompanying photometric measurements or video recording, problems of the spatial and temporal uncertainties of measurement data, algorithms of the lidar data interpretation, etc.