

УДК 504.064.37:528.8.044.6

А. А. Тихомиров

Институт оптического мониторингу СВ РАН, Томськ

Сравнительные характеристики технологий авиационного и космического лидарного мониторинга

Надійшла до редакції 05.12.01

Предложен ряд характеристик для сравнительной оценки возможностей технологий авиационного и космического лидарного мониторинга атмосферы, гидросферы и подстилающей поверхности. Характеристики сгруппированы по признакам, которые определяются: параметрами применяемого носителя; параметрами лидара; свойствами лидара и носителя, одновременно влияющими на характеристики мониторинга; внешними помехами; объектом мониторинга; получаемой информацией и процессом ее первичной обработки; эксплуатационными и стоимостными факторами лидара и носителя. На основе этих характеристик сделан предварительный сравнительный анализ лидарного мониторинга, проводимого с двух видов носителей, рассмотрены их первостепенные недостатки и преимущества при согласованной технологии мониторинга.

ВВЕДЕНИЕ

Размещение лидаров на авиационных или космических платформах-носителях в значительной степени расширяет пространственные границы мониторинга профилей атмосферных и гидросферных параметров, а также характеристик подстилающей поверхности (ПП). Самолетный лидарный мониторинг атмосферы, гидросферы и ПП активно ведется с 1970-х гг. [1, 5, 7, 16, 22], а первые космические лидарные эксперименты, носившие в основном технологический характер, выполнены в 1994—1998 гг. [3, 19, 24]. Сканирование направлением зондирования на подвижном носителе позволяет дополнительно расширить пространственные масштабы мониторинга [18].

На основании опыта, полученного при создании самолетных [1] и космических [10] лидарных систем и их последующей эксплуатации [3, 14], предложены характеристики технологий обеих видов мониторинга, которые могут быть использованы в качестве оценочных критериев при выборе оптимального варианта.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВУХ ВИДОВ ЛИДАРНОГО МОНИТОРИНГА

При лидарном мониторинге с борта авианосителя или космического аппарата (КА) могут в принципе контролироваться следующие параметры зондируемых сред: высотные профили аэрозольных и газовых загрязнений в атмосфере, параметры облаков и туманов, термодинамические параметры атмосферы, скорость и направление ветра, альbedo поверхности, растительность и загрязнение на поверхности почвы, загрязнения на водной поверхности, параметры верхнего слоя океана, глубина прибрежного шельфа и другие [5, 7—9, 12, 16, 22]. Мониторинг перечисленных параметров основан на использовании различных эффектов взаимодействия лазерного излучения с веществом [12] и не может реализовываться с помощью одного лидара, каким бы многофункциональным он не был. Созданные до настоящего времени образцы авиационных и космических лидаров решали задачи мониторинга ограниченного круга параметров.

Имеется ряд общих и отличительных признаков

Таблица 1. Сравнительные характеристики технологий авиационного и космического лидарного мониторинга

Характеристика	Носитель (платформа)	
	Авианоситель	Космический аппарат
1.1. Высота полета, H	20...20000 м	150...450 км
1.2. Длительность полета, T	несколько часов	несколько суток — несколько лет
1.3. Длина трассы, L	до 10000 км	в принципе не ограничена
1.4. Скорость полета, V	0...250 м/с	~7.8 км/с
1.5. Наблюдаемые участки атмосферы, гидросферы или ПП	заранее задаются для траектории полета	определяются детерминированной траекторией орбиты
2.1. Энергетический потенциал лидача	может быть невысоким	должен быть значительным
2.2. Метод зондирования, основанный на эффектах:	1) упругое рассеяние: аэрозольное, молекулярное; 2) дифференциальное рассеяние-поглощение; 3) неупругое рассеяние: флуоресценция, комбинационное рассеяние	1) упругое рассеяние: аэрозольное; 2) дифференциальное рассеяние-поглощение; 3) неупругое рассеяние: флуоресценция
3.1. Площадь наблюдаемой территории	определяется траекторией полета и параметрами сканирования	определяется траекторией орбиты и параметрами сканирования
3.2. Разрешающая способность в среде или на ПП	определяется параметрами полета, частотами сканирования и зондирования	определяется параметрами орбиты, частотами сканирования и зондирования
3.3. Пространственно-временная привязка результатов измерений (паспортизация)	определяется навигационным оборудованием самолета	определяется баллистическими расчетами траектории орбиты
4.1. Влияние облачности	может быть исключено за счет снижения высоты полета	препятствует зондированию объектов ниже облачного слоя
4.2. Влияние фоновых излучений	может быть уменьшено	снижается только на теневой стороне Земли
5.1. Объекты мониторинга	регионального масштаба	глобального масштаба
6.1. Получение данных	возможно в течение всего полета	определяется ресурсом работы лидача и энергетикой КА
6.2. Накопление данных	на бортовом компьютере, входящем в комплект лидача	на бортовом компьютере, входящем в комплект лидача
6.3. Обработка данных	частично на борту, полностью на Земле	передача полученной информации по каналу РТС, обработка на Земле
7.1. Техническое обслуживание, ремонтпригодность	в межполетный период	возможно на пилотируемом КА
7.2. Стоимость эксперимента	определяется стоимостью рейса носителя и амортизацией лидача	определяется стоимостью лидача и амортизацией КА

Таблица 2. Платформы-носители для авиационного и космического лидарного мониторинга

Авиационные	Космические
различные типы самолетов вертолет дирижабль	пилотируемая орбитальная станция пилотируемый «Shuttle», «Буран» автоматический КА

в технологиях лазерного зондирования, проводимого с борта авианосителя или КА. Анализируемые характеристики лидарного мониторинга будем разделять по признакам (табл. 1), которые определяются: 1) параметрами применяемого носителя;

2) параметрами лидача и используемыми эффектами взаимодействия лазерного излучения со средой; 3) свойствами носителя и лидача, влияющими одновременно на технологию мониторинга; 4) внешними помехами; 5) объектами мониторинга; 6) получаемой информацией и процессом ее первичной обработки; 7) эксплуатационными и стоимостными факторами лидача и носителя.

ПАРАМЕТРЫ ЛИДАРНОЙ ПЛАТФОРМЫ-НОСИТЕЛЯ

Основные виды и типы платформ для размещения лидача представлены в табл. 2.

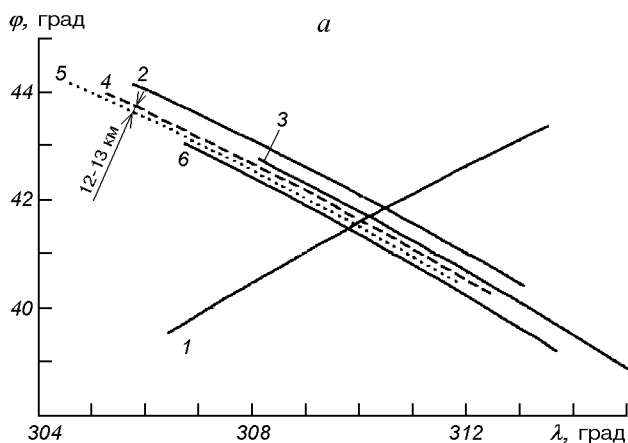


Рис. 1. Географические координаты проекций участков траектории орбиты станции «Мир» при работе лидара БАЛКАН: *а* — в сентябре 1995 г. (1 — 8-го (16:48:22), 2 — 9-го (22:20:19), 3 — 15-го (20:01:46), 4 — 18-го (18:51:31), 5 — 21-го (17:41:42), 6 — 24-го (16:32:36)); *б* — в феврале—апреле 1996 г. (1 — 26.02 (18:08:03), 2 — 05.03 (15:42:02), 3 — 30.03 (14:57:58), 4 — 31.03 (14:03:56), 5 — 01.04 (14:44:13), 6 — 02.04 (13:50:59)). В скобках указано декретное московское время начала сеанса зондирования (час:мин:с)

Параметрами носителя определяются такие характеристики мониторинга, как высота полета H , возможные длина трассы L и длительность полета T . При этом для авиационного носителя две первые характеристики зависят от его вида: тип самолета, вертолет или дирижабль, а характеристики L и T взаимосвязаны через скорость полета V . Для авиационного мониторинга является характерным, что во время полета величина H может изменяться в кратном интервале даже для одного типа носителя. Кроме того, носители типа вертолета или дирижабля могут обеспечить детальный мониторинг локального объекта в необходимых местах вдоль трассы полета за счет зависания над заданной точкой.

При проведении космического мониторинга используемые типы КА, за исключением «Shuttle» или «Бурана», движутся по орбите, средняя высота которой в общем случае уменьшается с течением времени из-за аэродинамического торможения. Поскольку траектории движения КА детерминированы, для космического мониторинга важны следующие параметры орбиты: угол наклона к плоскости экватора (определяет географическую широту охватываемых областей), период обращения вокруг Земли (зависит от высоты орбиты) и эксцентриситет (влияет на величину эхосигналов на различных участках орбиты из-за изменения высоты полета). Для исключения влияния последнего фактора желательно иметь траекторию орбиты, близкую к круговой. При высотах полета, указанных в

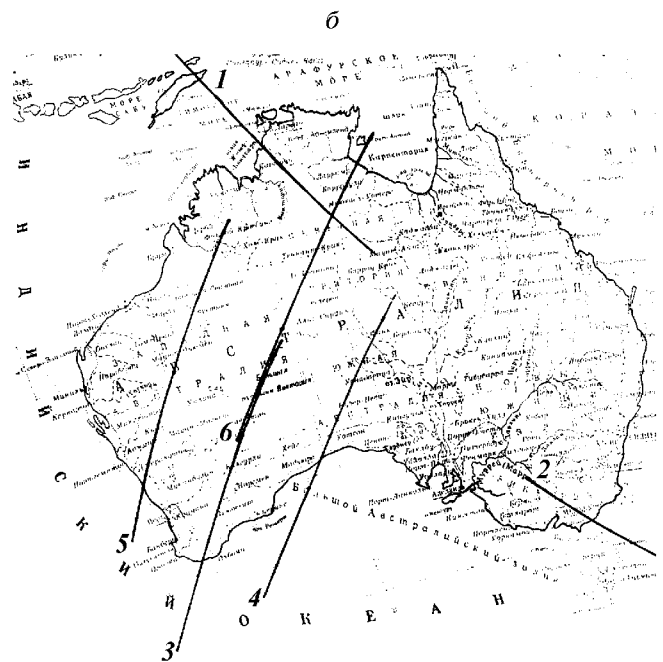


табл. 1, период обращения КА составляет около 90 мин.

Существенные различия технологий лидарного мониторинга для двух рассматриваемых видов носителей заключаются в том, что авиационный мониторинг может проводиться на любой территории по любым направлениям в необходимое время, а территория космического мониторинга жестко связана с детерминированной траекторией орбиты КА. Таким образом, при космическом мониторинге без сканирования направлением оптической оси лидара заданные области могут контролироваться только в определенные дни в ограниченные интервалы времени [2, 6].

Для примера на рис. 1 показаны проекции на земную поверхность участков траектории орбитальной станции «Мир» во время проведения сеансов зондирования лидаром БАЛКАН. При выполнении экспериментов над районом Северной Атлантики, где подспутниковые наблюдения проводились с борта НИС «Мстислав Келдыш» [3, 11], участки проекций траекторий оказывались наиболее близкими через 46 витков (≈ 71 ч) и при этом последовательно смещались на юго-запад (примерно на 0.28° по долготе и 0.14° по широте), что составляло 12–13 км на поверхности (рис. 1, *а*). В сеансах над территорией Австралии близкие участки проекций траекторий (на восходящих витках орбиты от 30° до 24° ю. ш.) также приходились на окончание третьих суток (проекция 3 и 6 на рис. 1, *б*) с

примерно одинаковым смещением по широте и долготе в 0.05° , что соответствовало расстоянию в 3÷4 км между проекциями. Таким образом, при угле расходимости зондирующего луча космического лидара, составляющем доли миллирадиан [10], без отклонения оптической оси лидара от плоскости орбиты на заданный угол повторный лидарный мониторинг локальных объектов на последующих витках с борта КА невозможен. Однако отклонение угла зондирования от надира приводит к увеличению наклонной дальности и дополнительному ослаблению лидарного сигнала [17, 21].

Любой из рассмотренных видов носителей должен обеспечивать необходимое энергопотребление лидара для электропитания, охлаждения и других эксплуатационных нужд, а при размещении приемопередатчика лидара внутри герметизированных отсеков — иметь иллюминатор соответствующего размера, в который вписываются габариты передающей и приемной апертур. Для целей авиационного лидарного мониторинга наиболее подходящим является самолет-аэрофотосъемщик типа АН-30 [14].

ПАРАМЕТРЫ ЛИДАРА И ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ЭФФЕКТЫ РАССЕЯНИЯ

Параметры лидара, применяемого для мониторинга, и используемый метод регистрации эффектов взаимодействия лазерного излучения с веществом [12] (см. табл. 1) определяют возможный перечень контролируемых параметров зондируемых сред, которые были представлены выше. Поскольку для авиационного лидара объекты исследования находятся на расстояниях, не превышающих нескольких километров, его энергетический потенциал $P = P_0 AKS$, где P_0 — мощность лазерного импульса, A , K — площадь и коэффициент пропускания приемного объектива, S — чувствительность фотодетектора, может не превышать потенциал аналогичного наземного мобильного лидара. Однако энергетический потенциал космического лидара должен быть по крайней мере на четыре порядка выше, чем авиационного из-за существенного различия высот полета. Это требует увеличения энергопотребления лидара и его массогабаритных характеристик, что не всегда приемлемо для конкретного типа КА, предполагаемого к использованию. По этой же причине многие эффекты взаимодействия, рассмотренные в работе [5] для авиационного лидарного мониторинга, не могут быть реализованы при космическом мониторинге из-за малого значения поперечного сечения рассеяния и

соответственно малой величины эхосигнала. К таким видам взаимодействия относятся рэлеевское рассеяние и комбинационное рассеяние на молекулах газов.

Параметрами лидара определяется пространственное разрешение вдоль трассы распространения лазерного луча. Оно зависит от длительности лазерного импульса τ_0 , режима работы и частотных характеристик фотодетектора и электронного регистратора эхосигнала (временной дискрет АЦП или длительность строба счетчика фотонов) [12]. Другими параметрами лидара, также влияющими на пространственное разрешение, являются расходимость зондирующего излучения θ_0 , которая определяет угловое разрешение в рассеивающей среде или площадное — на поверхности, и частота посылок зондирующих импульсов $f_{\text{и}}$.

СОВМЕСТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ЛИДАРА И НОСИТЕЛЯ

Отличительная особенность авиационного или космического лидарного мониторинга от наземного связана с тем, что лидар, установленный на подвижном носителе, перемещается совместно с ним относительно поверхности, привязанной обычно к какой-либо точке Земли. Некоторые возможные траектории движения при проведении самолетного

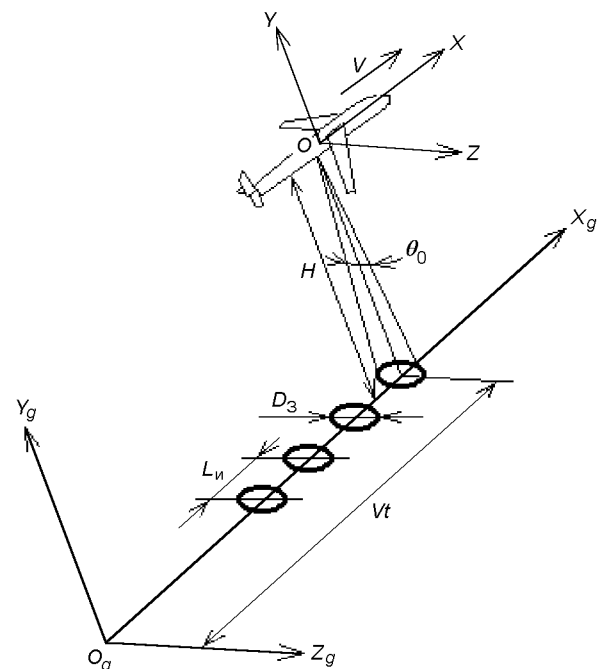


Рис. 2. Системы координат при полете самолета и параметры зондирования ($q > 1$)

мониторинга рассмотрены в работах [4, 15]. На рис. 2 показано движение связанной системы координат (ССК) $OXYZ$ носителя, центр O которой располагается в его центре масс, относительно базовой системы координат (БСК) $O_g X_g Y_g Z_g$. Центр O_g последней расположен на поверхности Земли. Положение оптической оси лидара (направление зондирования) задается в ССК носителя и затем, с учетом параметров движения последнего, определяется в БСК. Используя навигационное оборудование самолета, определяющее его пространственно-временное положение в геодезической системе координат, т. е. в БСК, можно осуществить привязку точек зондирования (траектории движения оптической оси лидара) к географическим координатам.

При неизменном направлении сканирования и при равномерном движении носителя диаметр лазерного пятна на поверхности Земли или облака равен $D_3 = H\theta_0$, а расстояние между центрами соседних пятен L_n (пространственный период зондирования в БСК) определяется скоростью полета V и частотой f_n : $L_n = V/f_n$. Коэффициент распределения q лазерных пятен вдоль траектории перемещения оптической оси лидара

$$q = L_n/D_3 = V/(H\theta_0 f_n) \quad (1)$$

определяет площадное разрешение при авиационно-космическом мониторинге. Для примера на рис. 3 представлен ряд зависимостей, из которых можно определить необходимые значения частот посылок для характерных параметров мониторинга,

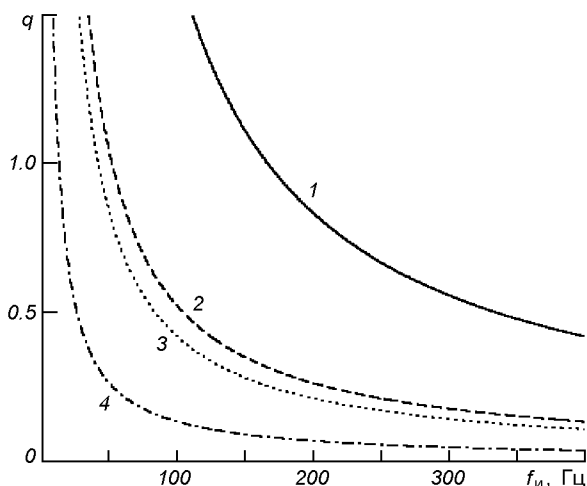


Рис. 3. Зависимость коэффициента q от частоты посылок f_n при различных параметрах мониторинга: авиационный ($V = 250$ м/с, $H = 3000$ м, 1 — $\theta_0 = 0.5$ мрад, 2 — 2 мрад); космический ($V = 7800$ м/с, $H = 3 \cdot 10^6$ м, 3 — $\theta_0 = 0.5$ мрад, 4 — 2 мрад)

которые соответствуют перекрытию лазерных пятен на исследуемой поверхности ($q < 1$).

Сканирование направлением зондирования расширяет площадь, охватываемую при авиационно-космическом мониторинге. При этом определяющими параметрами являются: частота сканирования, максимальный угол отклонения оптической оси лидара от надира, вид сканирования в ССК (в плоскости или по образующей конуса) [18]. При одинаковом угле расходимости лазерного излучения θ_0 лидар, размещаемый на авиационном носителе, в связи с малыми высотами полета имеет на два порядка меньшее значение размера пятна D_3 и обладает более высокой пространственной разрешающей способностью на поверхности Земли или облака по сравнению с космическим лидаром.

Имеется ряд негативных моментов применения сканирования направлением оптической оси лидара. Во-первых, увеличивается дальность до наблюдаемого объекта $D = H/\cos\gamma$, где γ — угол отклонения оптической оси лидара от надира. Во-вторых, при наклонном падении уменьшается значение коэффициента отражения от подстилающей поверхности [21]. Все это приводит к дополнительному уменьшению величины эхосигнала, что особенно сказывается на результатах космического лидарного мониторинга [3]. В-третьих, при невысоких частотах f_n за счет сканирования плотность распределения лазерных пятен на поверхности Земли или облака уменьшается.

На рис. 4 показаны расчетные параметры движения КА, ориентации оптической оси лидара в БСК и зондируемых участков на земной поверхности. В космической баллистике в основном используются две БСК — инерциальная с центром координат O_n в центре Земли и орбитальная $O_0 X_0 Y_0 Z_0$, центр которой O_0 располагается в центре масс КА [13, 20]. Там же располагается центр ССК КА, а оси ССК ориентируются вдоль основных направлений КА. Опыт эксплуатации лидара БАЛКАН [17] показал, что даже при ориентации ССК КА в орбитальной БСК траектория движения оптической оси лидара по поверхности Земли в общем случае не совпадает с проекцией траектории орбиты. Это обусловлено погрешностями в определении ориентации оптической оси лидара относительно осей ССК КА, ошибками задания ориентации ССК в БСК, флюктуацией осей ССК КА в полете. Имеющиеся в Центре управления полетом баллистические программы обеспечивают вычисление текущих расчетных значений: высоты орбиты КА над уровнем океана $H_p(t)$ с учетом формы геоида, географических координат подспутниковой точки A — дол-

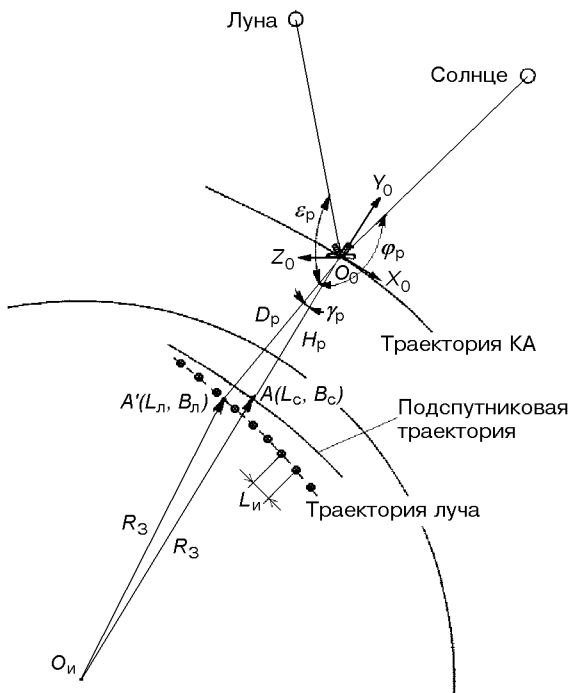


Рис. 4. Параметры орбиты КА и ориентации оптической оси лидара, $R_з$ — радиус Земли

готы $L_c(t)$ и широты $B_c(t)$, наклонной дальности $D_p(t)$ до уровня океана для расчетного значения угла γ_p между оптической осью лидара и надиром, географических координат точки пересечения оси лидара с поверхностью Земли на уровне океана — $L_n(t)$ и $B_n(t)$, углов между направлением зондирования и направлениями на Солнце $\varphi_p(t)$ и на Луну $\varepsilon_p(t)$. Эти данные позволяют оценивать влияние внешних воздействий при проведении эксперимента. Для проведения лидарного космического мониторинга оптимальной является ориентация осей ССК КА в орбитальной БСК, при которой оптическая ось лидара в отсутствии сканирования направляется в надир как на освещенной, так и на теневой стороне Земли [2, 3].

По условиям локации однозначная интерпретация результатов зондирования налагает ограничения на частоту посылок:

$$f_{и\max} \leq c/(2H) \quad (2)$$

и соответственно на минимально достижимое значение коэффициента распределения (без сканирования)

$$q_{\min} \geq 2V/c\theta_0. \quad (3)$$

При сканировании направлением зондирования скорость V перемещения лазерного пятна на повер-

хности, входящая в соотношение (1), является функцией времени и определяется модулем суммы векторов скорости носителя и линейной скорости перемещения луча на поверхности. Последняя определяется видом сканирования в неподвижной системе координат. Поэтому при сканировании направлением зондирования распределение лазерных пятен на поверхности не равномерно, что особенно проявляется при малой частоте посылок $f_{и}$ [18].

Оценки по соотношениям (2) и (3) показывают, что для высоты КА $H = 300$ км достигаются значения $f_{и\max} \leq 500$ Гц и $q_{\min} \approx 5.2 \cdot 10^{-5}/\theta_0$, т. е. частота $f_{и\max}$ даже при малой расходимости излучения $\theta_0 = 0.15$ мрад обеспечивает перекрытие пятен. Однако следует учитывать, что лазеры, подходящие по энергетике для авиационно-космического мониторинга, за исключением лазеров с диодной накачкой, имеют значение $f_{и}$, не превышающее десятков герц, поэтому реально достигаемые значения q будут выше, особенно при самолетном мониторинге. Из рис. 3 видно, что лидар с одинаковыми параметрами $f_{и}$ и θ_0 , установленный на КА, обеспечивает меньшие значения q (т. е. более высокую плотность распределения лазерных пятен), чем при установке на самолет.

При размещении лидара на подвижном носителе возникают определенные сложности, связанные с точной пространственно-временной привязкой результатов измерений, особенно при мониторинге локальных объектов. Это связано с тем, что измерения проводятся в ССК и текущем времени носителя, а затем переносятся в какую-либо базовую систему координат, связанную с географической системой координат [17]. При космическом мониторинге временная погрешность 0.5 с приводит к пространственной погрешности привязки около 3.9 км. Кроме того, при авиационно-космическом мониторинге нет возможности получать достаточные выборки за счет зондирования локального объекта несколькими лазерными импульсами, за исключением случаев специального сканирования оптической оси лидара вдоль трассы полета [18].

ВЛИЯНИЕ ВНЕШНИХ ПОМЕХ

Из факторов внешних помех наибольшее влияние на условия мониторинга и получаемые результаты оказывают: наличие полей облачности, излучение наземных источников и рассеянное фоновое излучение, в том числе Солнца и Луны.

Поля облачности, если они не являются объектом исследования, при авиационном мониторинге приземной атмосферы, гидросферы и ПП, в принципе

могут быть обойдены носителем за счет снижения высоты полета. Для космического лидара поля сплошной плотной облачности препятствуют проведению мониторинга объектов на подспутниковой трассе, а повторный пролет КА над заданной территорией происходит, как отмечалось выше, только через несколько суток.

Прямое и рассеянное излучение мощных оптических источников в индустриальных центрах в ночное время оказывает влияние на результаты мониторинга, проводимого как с борта самолета, так и с борта КА, причем из-за малости расстояний для авиационного мониторинга это влияние проявляется в большей степени. Тем не менее, авиационный носитель может изменить траекторию полета, чтобы исключить территорию с большим уровнем фона.

При зондировании водной поверхности рассеянное фоновое излучение Солнца и Луны также влияет на выполняемые измерения. Так, для лидара БАЛКАН при работе на теневой стороне Земли при фазе Луны более 0.9 и угле ее места над горизонтом выше 30° несколько раз наблюдались ложные срабатывания от фоновых помех на участках подспутниковой трассы, соответствующих прибрежной океанической поверхности [3].

ОБЪЕКТЫ МОНИТОРИНГА

Возможные объекты исследований при авиационном или космическом лидарном мониторинге рассматривались в [5, 7—9, 12, 16, 22, 23] и были перечислены в начале статьи. Однако при современном состоянии развития элементов лидарной техники (дефицит достаточно мощных импульсных лазеров и чувствительных быстродействующих фотодетекторов в соответствующих длинах волн) не все методы лазерного зондирования могут быть реализованы при космическом мониторинге из-за малого потенциала лидара на больших расстояниях. Кроме того, не все лидарные методы, использующие регистрацию лидарных сигналов в режиме счета фотонов, применимы при авиационно-космическом мониторинге. Это связано с тем, что из-за движения носителя накопление фотонов в стробах будет происходить из пространственных объемов, находящихся на разных участках трассы полета (см. рис. 2, 4). При этом получаемые результаты могут быть однозначными только при горизонтальной однородности интервала зондируемой среды, из которой поступают рассеянные фотоны для накопления в стробе от нескольких десятков зондирующих импульсов. В общем случае необходимо нахо-

дить оптимальные соотношения между частотой посылок зондирующих импульсов $f_{\text{и}}$, скоростью полета V и временем накопления сигнала в стробе $t_{\text{н}}$.

Если сравнивать объекты мониторинга по пространственным и временным масштабам, то космический лидарный мониторинг, в силу возможности повторного пролета над той же территорией только через несколько суток, подходит для наблюдения за медленно меняющимися параметрами объектов глобального масштаба. Авиационный лидарный мониторинг, охватывая территории регионального масштаба, является более оперативным и обеспечивает наблюдение за локальными объектами и их быстро изменяющимися характеристиками в течение необходимых интервалов времени.

Более подходящими объектами космического мониторинга являются крупномасштабные поля атмосферных и гидросферных параметров, измеряемые при сканировании направлением зондирования, как, например, поля ветра [23]. Вместе с тем применение сканирования требует для обеспечения той же площадной разрешающей способности увеличения частоты посылок $f_{\text{и}}$ до сотен герц, что не всегда технически приемлемо для применяемого типа лазера или возможно только при значительном увеличении его энергопотребления.

ПОЛУЧАЕМАЯ ИНФОРМАЦИЯ И ЕЕ ОБРАБОТКА

Использование в современных лидарах компьютеров исключило проблемы, связанные с накоплением, обработкой и последующей архивацией больших массивов информации, получаемой в сеансах лазерного зондирования. Так, например, при работе фотодетектора лидара в токовом режиме и частоте выборок 8-разрядного АЦП, составляющей 100 МГц, объем одного файла информации, поступающей с трассы длиной 5 км, при посылке одного зондирующего импульса может достигать 30 Кбайт (с учетом паспортных данных измерения — его номера, текущего времени, трассы полета, направления зондирования и т. п.). Даже при частоте посылок $f_{\text{и}} = 10$ Гц и работе в течение часа объем накопленной информации по амплитудам эхосигналов составит порядка 1 Гбайта. При повышении частоты посылок или времени зондирования этот объем кратно увеличивается.

Такие большие объемы информации должны предполагать какие-либо предварительные алгоритмы ее обработки для сжатия. При этом желательно сохранять массивы оцифрованных дискретных выборок амплитуд сигналов $P(t_i)$, чтобы впоследствии имелась возможность проводить решение лидарного

уравнения по различным алгоритмам [5, 12] при камеральной обработке результатов измерений.

Режимы приема, накопления, обработки и архивации массивов информации, получаемых при самолетном мониторинге или с борта КА типа «Shuttle», примерно одинаковы. Единственное отличие для второго случая — бортовой накопитель должен иметь запоминающие устройства (ЗУ) с объемом памяти, превышающим 100 ГБайт, чтобы сохранять информацию, полученную в течение нескольких суток полета, если она не передается на Землю ежедневно по каналу радиотелеметрической связи (РТС).

При проведении мониторинга с борта долговременного КА необходимо первоначально накапливать массивы информации в промежуточном ЗУ, а затем передавать ее на Землю в сеансах РТС. При этом для повышения надежности передаваемые массивы должны быть продублированы, что приводит к увеличению объема передаваемой информации [10]. Кроме массивов информации о результатах мониторинга по каналу РТС необходимо также передавать телеметрическую информацию о техническом состоянии блоков лидара в процессе проведения сеансов измерений, чтобы однозначно интерпретировать получаемые результаты.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ И СТОИМОСТНЫЕ ФАКТОРЫ

Как и все изделия авиационно-космической техники, лидар, устанавливаемый на борту соответствующего носителя, должен обладать высокой надежностью и быть устойчивым к широкому диапазону механических и климатических воздействий. Из эксплуатационных характеристик рассмотрим возможности управления работой лидара, его технического обслуживания и ремонтпригодность.

Необходима максимальная автоматизация режимов работы лидара даже при установке на самолет или пилотируемый КА. Управляющий компьютер должен иметь ряд программ с альтернативными режимами работы лидара (по частоте посылок f_n , длительности сеанса измерений, уровню мощности излучения лазера, чувствительности фотодетектора и т. п.). Установка этих режимов может осуществляться вручную оператором лидара (на самолете или пилотируемом КА), либо дистанционно по командам с Земли (на пилотируемом или автоматическом КА). Автоматизированный алгоритм управления режимами работы лидара должен предусматривать возможность ручной или дистанционной остановки конкретного режима измерения и перехода на другой режим.

Исходя из требований технического обслуживания и ремонтпригодности, предпочтительной является блочно-модульная конструкция лидара, что облегчает замену неисправных блоков. Особенно это относится к лидарам, устанавливаемым на пилотируемых носителях. Естественно, что техобслуживание и ремонт самолетного лидара проводится в период между полетами, за исключением случаев аварийного ремонта.

Высокая надежность космического лидара особенно, для автоматических КА, достигается путем горячего и холодного резервирования и дублирования малонадежных элементов. При этом включение резервных каналов должно производиться автоматически после самотестирования блоков лидара или по командам с Земли [10].

При авиационном мониторинге ресурс работы лидара в принципе неограничен, поскольку он может восстанавливаться в межполетный промежуток времени на Земле. Если мониторинг проводится с борта КА, работающего в автоматическом режиме, то лидар имеет ограниченный ресурс по числу импульсов зондирования, который определяется ресурсом лазера. При работе на пилотируемой станции ресурс может восстанавливаться путем замены модулей, имеющих ограниченный ресурс работы.

Стоимость авиационного лидарного мониторинга определяется: стоимостью рейса носителя, амортизацией лидара за время проведения сеанса измерений, затратами на организацию и проведение сеансов измерений и последующую обработку их результатов. Между полетами лидар может демонтироваться из самолета и использоваться для наземных измерений. Стоимость космического лидарного мониторинга намного выше, поскольку он требует специальной приспособленности космического носителя к эксплуатационным требованиям лидара. При размещении лидара на многофункциональном КА (типа орбитальной станции) стоимость проведения космического мониторинга снижается.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная группа оценочных характеристик, включающая параметры носителя и лидара, свойства объектов мониторинга и внешних помех, получаемые объемы информации и другие, позволяет провести качественную сравнительную оценку технологий авиационного и космического лидарного мониторинга, рассмотреть их первостепенные недостатки и преимущества. В дальнейшем в зависимости от задач, стоящих перед лидарным мониторингом больших территорий, предложенные харак-

теристики могут рассматриваться в качестве первоначальных оценочных критериев при качественном и количественном сравнении двух анализируемых видов лидарного мониторинга.

Очевидно, что перечень возможных объектов космического лидарного мониторинга значительно меньше, чем у авиационного. В первую очередь это обусловлено малой величиной эхосигналов из-за большой высоты полета и детерминированностью орбиты КА, которая ограничивает пространственно-временные масштабы космического мониторинга отдельными территориями при приблизительной их повторяемости через несколько суток (без применения сканирования направления оптической оси ли- дара).

1. Абрамочкин А. И., Занин В. В., Пеннер И. Э. и др. Самолетные поляризационные лидары для исследования атмосферы и гидросферы // *Оптика атмосферы*.—1988.—1, № 2.—С. 92—96.
2. Балин Ю. С., Тихомиров А. А. Лазерное зондирование Земли из космоса. II. Методологические основы лидарных измерений с борта орбитальной станции // *Космічна наука і технологія*.—1997.—3, № 1-2.—С. 26—33.
3. Балин Ю. С., Тихомиров А. А., Самойлова С. В. Предварительные результаты измерений параметров облаков и подстилающей поверхности лидаром «Балкан» // *Оптика атмосферы и океана*.—1997.—10, № 3.—С. 333—352.
4. Белан Б. Д. Самолетное экологическое зондирование атмосферы // *Оптика атмосферы и океана*.—1993.—6, № 2.—С. 205—222.
5. Бондур В. Г., Зубков Е. В. Лидарные методы дистанционного зондирования загрязнений верхнего слоя океана // *Оптика атмосферы и океана*.—2001.—14, № 2.—С. 142—155.
6. Дистанционное зондирование в метеорологии, океанографии и гидрологии: Пер. с англ. / Под ред. А. Крэкнелла. — М.: Мир, 1984.—535 с.
7. Захаров В. М., Костко О. К. Метеорологическая лазерная локация. — Л.: Гидрометеиздат, 1977.—222 с.
8. Захаров В. М., Костко О. К., Бирич Л. Н. и др. Лазерное зондирование атмосферы из космоса. — Л.: Гидрометеиздат, 1988.—216 с.
9. Зуев В. Е., Балин Ю. С., Зуев В. В. и др. Состояние и перспективы развития космических лидаров серии «Балкан» // *Оптика атмосферы и океана*.—1995.—8, № 12.—С. 1718—1726.
10. 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.
11. Коханенко Г. П., Пеннер И. Э., Шаманаев В. С. Лидарные исследования облачности над океаном // *Оптика атмосферы и океана*.—1996.—9, № 10.—С. 1399—1407.
12. Межерис Р. Лазерное дистанционное зондирование. — М.: Мир, 1987.—550 с.
13. Методика П24586-117. — НПО «Энергия», 1986.—Ч. 1, кн. 1.—48 с.
14. Панченко М. В., Белан Б. Д., Шаманаев В. С. Роль самолета-лаборатории ИОА СО РАН в изучении окружающей среды оз. Байкал // *Оптика атмосферы и океана*.—1997.—10, № 4-5.—С. 463—472.
15. Пеннер И. Э., Шаманаев В. С. Лидарные исследования высоты верхней границы облачности над океаном // *Оптика атмосферы и океана*.—1999.—12, № 12.—С. 1146—1151.
16. Самохвалов И. В., Шаманаев В. С. Самолетные лидары и их применение. — М., 1988.—38 с.—(Рукопись деп. в ВИНТИ 29.03.88; № 2403-В88).
17. Тихомиров А. А. Результаты дальнометрирования океанической поверхности космическим лидаром БАЛКАН // *Космічна наука і технологія*.—1999.—5, № 2/3.—С. 22—30.
18. Тихомиров А. А., Береснев А. В., Абрамочкин А. И. Сканирование на основе вращающихся оптических клиньев и его возможности для самолетного лидара // *Оптика атмосферы и океана*.—2000.—13, № 4.—С. 333—352.
19. Тулинов Г. Ф., Мельников В. Е., Жидкова М. Б. и др. Космический лидар «Алиса» для орбитальной станции «Мир» // *Инженерная экология*.—1996.—№ 5.—С. 80—91.
20. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М. Ф. Решетнев, А. А. Лебедев, В. А. Бартев и др. — М: Машиностроение, 1988.—336 с.
21. Bufon J. L., Hoge F. E., Swift R. N. Airborne measurements of laser backscatter from the ocean surface // *Appl. Opt.*—1983.—22, N 17.—P. 2603—2618.
22. Penny M. F., Abbot R. H., Phillips D. M., et al. Airborne laser hydrography in Australia // *Appl. Opt.*—1983.—25, N 13.—P. 2046—2058.
23. Werner Ch., Brand B., Joachim E. F. Doppler on the space station // *Proc. SPIE*.—1995.—2581.—P. 148—162.
24. Winker D. M., McCormick M. P. Observation of aerosol and clouds with LITE // *Proc. SPIE*.—1995.—2581.—P. 70—78.

COMPARATIVE PARAMETERS OF AIRBORNE AND SPACEBORNE LIDAR MONITORING TECHNOLOGIES

A. A. Tikhomirov

A number of parameters were suggested for comparing the potentialities of airborne and spaceborne lidar monitoring of the atmosphere, hydrosphere, and underlying surface. These parameters were grouped in accordance with the properties that are determined by: the characteristics of the carrier platform used; the lidar parameters; the characteristics of both lidar and carrier that simultaneously influence the monitoring parameters; the environment and background; the monitoring object; the information obtained and its preliminary processing; the operating characteristics and the cost of both the lidar and the carrier. On the basis of these parameters the qualitative comparative analysis of these two types of monitoring was carried out. Their merits and demerits were considered having in mind that both monitoring technologies correlate well.