

Исторические аспекты развития и принципы построения бортовых лазерных локационных систем для сближения и стыковки космических аппаратов

77-48211/654681

11, ноябрь 2013

Старовойтов Е. И.

УДК: 629.7.05

Россия, РКК «Энергия» имени С.П. Королёва

evgstarovojtov@yandex.ru

Введение

В космонавтике сближение и стыковка пилотируемых и автоматических космических аппаратов (КА) является одной из самых ответственных и критических операций. Сразу же после первых пилотируемых полетов осуществление сближения и стыковки КА стало одним из первоочередных приоритетов в развитии космической техники. Без выполнения этой операции не представляется возможным осуществление экспедиций на другие небесные тела, сборка и эксплуатация долговременных орбитальных станций, техническое обслуживание КА на орбите и др.

В нашей стране системы управления сближением и стыковкой, а также соответствующая приборная база получили мощный импульс развития при создании КА «Союз», изначально разрабатываемого для выполнения экспедиций к Луне [1,2].

Из опыта разработки радиолокационных систем известно, что с уменьшением длины волны зондирующего излучения возрастает точность проводимых измерений. Переход из радиодиапазона в оптический позволяет повысить точность измерений на порядок.

Разработчики инфракрасных и оптических головок самонаведения ракет (ЦКБ «Геофизика», Д. Хорол) предложили для КА «Союз» систему на лазерно-оптических принципах. Однако она могла работать только на малых дальностях и не обеспечивала круговой обзор для первоначального поиска [1].

Использование радиотехнического диапазона длин волн по условиям помехозащищенности оказалось в тот момент времени более предпочтительным.

На борту штатной стала радиотехническая система взаимных измерений «Игла», а впоследствии «Курс», используемая до настоящего времени. Радиотехнические системы обеспечивают стыковку только с кооперируемым объектом, на котором установлен пассивный комплект (ответчик).

Все варианты оптических систем для измерения параметров относительного движения КА могли обеспечить более высокие точностные и лучшие габаритно-массовые характеристики, но тогда они не гарантировали поиск и опознавание цели в пределах сферы на расстояниях в десятки километров при любом положении Солнца относительно КА. При этом они обладали более высокими точностными и меньшими габаритно-массовыми характеристиками по сравнению с радиосистемами.

Однако разработки бортовых лазерных локаторов в СССР и США продолжались, проводилась наземная отработка, макетирование и эксперименты.

Разработка ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА выглядела целесообразной в том случае, если они не только обеспечивали лучшие точностные, габаритно-массовые и экономические характеристики по сравнению с существующими и перспективными радиотехническими системами, но и не создавали баллистических ограничений, связанных с положением небесных тел. В ином случае при выборе типа аппаратуры решение принималось в пользу радиотехнических систем.

1 Технические основы ЛЛС

Оценить преимущества лазерного локатора над радиолокатором можно посредством ряда математических соотношений [3].

Излучаемая лазерным локатором мощность (при условии, что чувствительность приемника излучения ограничивается лишь квантовыми шумами) связана с дальностью действия соотношением

$$P_u = K \cdot \frac{q \cdot \gamma^2 \cdot \omega^2 \cdot D^4 \cdot \Delta f}{S_{эфф} \cdot \lambda^3 \cdot m}, \quad (1)$$

где: K – постоянный коэффициент; q – отношение сигнал/шум; γ – расходимость зондирующего пучка; ω – угловая ширина мгновенного поля зрения приемного канала; D – дальность действия ЛЛС; Δf – ширина полосы пропускания приемника излучения; $S_{эфф}$ – эффективная отражающая поверхность объекта; λ – длина волны зондирующего излучения; m – квантовая эффективность приемника излучения.

Из формулы (1) видно, что при работе по одному и тому же объекту, при одинаковых γ , ω , Δf , m и равной вероятности обнаружения, мощность зондирующего излучения обратно пропорциональна λ^3 .

Таким образом, мощность лазерной подсветки ЛЛС с $\lambda = 1,06$ мкм будет в $2,5 \cdot 10^{13}$ раз меньше мощности излучения радиотехнической системы с $\lambda = 3,15$ см.

Средняя мощность излучения при сканировании области пространства составляет

$$P_{cp} = P_u \cdot t_u \cdot F, \quad (2)$$

где: t_u – длительность импульса; F – частота повторения, пропорциональная $1/\lambda$. Имеет место соотношение

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{\lambda_2^2}{\lambda_1^2}, \quad (3)$$

Для $\lambda_1 = 1,064$ мкм и $\lambda_2 = 3,15$ см

$$\frac{F_1}{F_2} = 8,76 \cdot 10^8$$

Отсюда следует, что частота повторения зондирующих импульсов в оптическом диапазоне может быть гораздо больше, чем в радиодиапазоне. Но и время обзора заданного телесного угла, пропорциональное $\lambda_2^2 / \lambda_1^2$, для ЛЛС тоже будет больше, чем для радиотехнической системы.

Приведенные выкладки показывают, что система оптического диапазона позволяет получить в 10^{10} раз лучшую разрешающую способность по телесному углу при мощности зондирующего излучения в 10^5 меньшей, по сравнению с радиотехнической системой.

Недостатки лазерных локаторов по сравнению с радиотехническими системами заключаются в трудностях при обзоре больших областей пространства и сложности наведения узкого зондирующего пучка на объект локации [4].

Исторически первыми были разработаны ЛЛС с непрерывным режимом излучения, однако впоследствии они были вытеснены системами, работающими в импульсном режиме [5]. Их недостаток состоит в слабой помехозащищенности, а также в ограничении мощности непрерывной подсветки лимитами энергопотребления на борту.

В системах с непрерывным режимом излучения измерения дальности производятся преимущественно фазовым методом, обеспечивающим высокую точность (< 1 см), но имеющего неоднозначность измерений с увеличением дистанции. В условиях сильных помех естественного и искусственного происхождения импульсный режим измерений (времяпролетный метод) обладает лучшей точностью показаний и надежностью.

Времяпролетный метод основан на измерении времени прохождения t_3 зондирующего импульса излучения лазера до цели и обратно:

$$D = \frac{c \cdot t_3}{2}, \quad (4)$$

где $c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость света в вакууме. Точность импульсных дальномеров обычно составляет от единиц до десятых долей метра.

Требуемые характеристики точности измерений ЛЛС на практике могут достигаться сочетанием времяпролетного метода измерений с фазовым.

Увеличение дальности ЛЛС может быть достигнуто за счет установки на пассивный КА ответных оптических устройств, которые могут быть активными (лазерные маяки) или пассивными (угловые отражатели – УО).

Лазерный маяк представляет собой навигационное устройство, излучающее непрерывное или импульсное лазерное излучение, позволяющее определить его координаты.

Использование УО в качестве ответных устройств увеличивает эффективную площадь объекта локации. Падающий на УО световой пучок меняет направление своего распространения на противоположное. Достоинством УО является то, что они не требуют электропитания, управления и телеметрии. Для еще большего увеличения эффективной площади применяются блоки (матрицы) из многих (десятков и даже сотен) УО.

Конструктивно УО (см. рис. 1) представляет собой либо полый отражатель, образованный тремя зеркально отражающими поверхностями, либо сплошную призму тетраэдрического типа, работающую на эффекте полного внутреннего отражения или имеющую металлизированные отражающие грани. Двухгранные углы между отражающими поверхностями равны или близки к прямому углу. Входная грань может иметь форму треугольника, шестиугольника или круга.

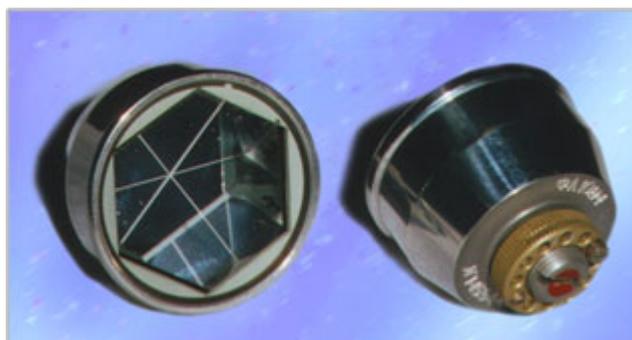


Рис. 1. Одиночный уголкового отражатель

Все эти принципы были реализованы в одной из первых бортовых ЛЛС, разработанной в 1967 г. в Центре космических полетов им. Маршалла (США) [5,6]. Система выглядела следующим образом: на активном КА устанавливался лазерный локатор, а на пассивном КА размещались лазерный маяк, блок УО и устройство углового сопровождения.

Лазерный маяк на пассивном КА с конической диаграммой направленности излучения равной 10° , предназначался для более надежной и быстрой взаимной ориентации кооперируемых КА. Ввиду того, что поле зрения приемной оптической системы на активном КА было также равно 10° , то перед началом сближения кооперируемые КА должны быть ориентированы в направлении друг друга с точностью не меньшей $\pm 10^\circ$. Максимальная дальность обнаружения пассивного КА составляла 120 км в пределах конуса с углом раствора 10° .

Источник излучения в локаторе и маяке представлял собой арсенид-галлиевую диодную решетку, работающую в импульсном режиме. В локаторе также дополнительно использовался арсенид-галлиевый светодиод непрерывного излучения, при этом была предусмотрена возможность снижения мощности излучения обоих источников на близких дистанциях.

На дистанциях от 3 км до 120 км определение расстояния между КА проводилось времяпролетным методом с точностью 10 м. На дистанциях до 3 км измерения осуществлялись фазовым методом с точностью 0,1 м по дальности и 0,01 м/с по скорости. Для исключения неоднозначности измерений, полученных фазовым методом, первоначально расстояние измерялось

временным методом с точностью 30 м, а затем с помощью фазового метода осуществлялось уточнение полученных данных в этих пределах.

При работе на больших дистанциях для повышения помехозащищенности применялся оригинальный метод парных импульсов.

Если в начальный момент локатор не был направлен на пассивный КА, то для наведения используется лазерный маяк. Когда зондирующий импульс подсвечивал пассивный КА, то срабатывало устройство углового сопровождения, которое ориентировало пассивный КА таким образом, чтобы блок УО всегда был направлен в сторону активного КА.

Наземные испытания прототипа данной ЛЛС на малой (до 22 м) и на большой (до 120 км) дистанциях доказали работоспособность предложенной конструкции [5].

2 Разработка отечественных бортовых ЛЛС для космической техники

В нашей стране проблематикой, связанной с созданием бортовых ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА, занимались специалисты НПО «Геофизика», НИИ Прецизионного приборостроения и других ведущих предприятий оборонной промышленности.

Разработке отечественных бортовых ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА в 1960-1970-х гг. препятствовали несколько причин. Отечественная элементная база существенно отставала от мирового уровня по характеристикам и надежности эксплуатации в условиях космического полета. Отсутствовали компактные и надежные лазерные источники. Все разрабатываемые в то время проекты проигрывали по надежности и помехозащищенности радиотехническим системам.

В настоящее время штатным прибором, применяемым на борту пилотируемых КА типа «Союз», является ручной лазерный дальномер. Впервые он был применен экипажем на КА «Союз-Т13» в 1985 г., во время

экспедиции по восстановлению работоспособности потерявшей управление орбитальной станции «Салют-7» [2,7,8].

Станция «Салют-7» представляла собой некооперируемый объект – ответчик радиотехнической системы не функционировал. Дальнее сближение со станцией осуществлялось по целеуказанию с Земли до дистанции 7 км [8]. На боковом иллюминаторе в бытовом отсеке был установлен лазерный дальномер, используемый вместо системы «Игла» [7].

По предложению ЦПК им. Ю.А. Гагарина был использован штатный армейский лазерный дальномер ЛПР-1 [8]. После успешного применения ЛПР-1 (см. рис. 2) ввели в состав всех пилотируемых КА «Союз» [9].



Рис. 2. Ручной лазерный дальномер ЛПР-1

Второй раз лазерный дальномер использовался экипажем КА «Союз-Т15» в 1986 г. при стыковке с орбитальной станцией «Мир» с последующим перелетом к станции «Салют-7» и обратно на «Мир» [10].

На новом, модернизированном для орбитальной станции «Мир» КА «Союз ТМ» в бытовом отсеке появился блистер с иллюминатором, где было создано второе рабочее место для управления причаливанием [11]. В настоящее время блистер имеется на всех КА типа «Союз» (см. рис. 3).

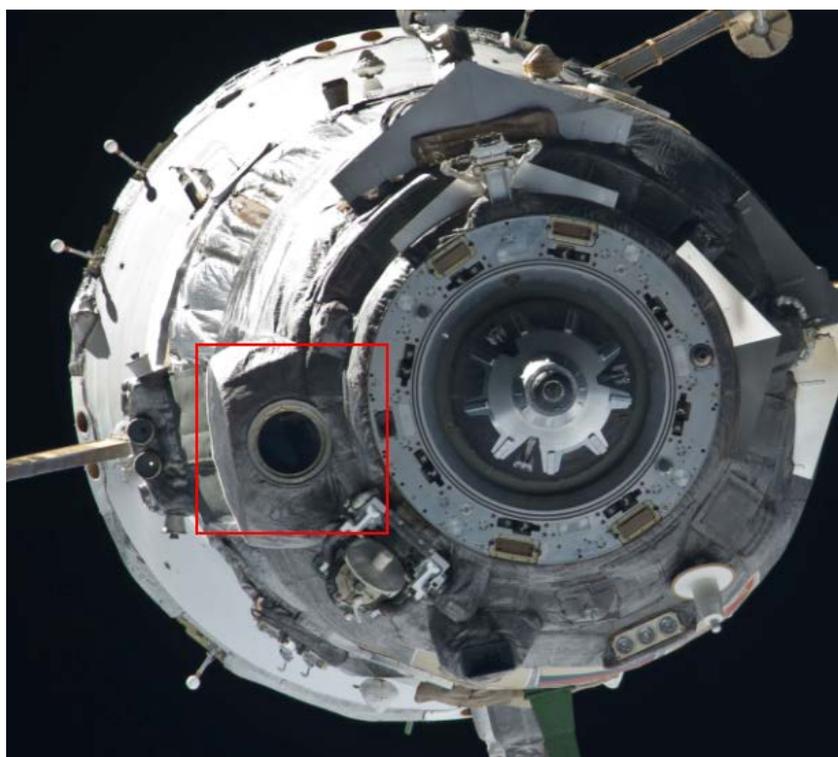


Рис. 3. Блистер КА «Союз»

ЛПП-1 – Лазерный прибор разведки (1Д13) был предназначен для оснащения артиллерийских и разведывательных подразделений вооруженных сил. Диапазон измеряемых дальностей ЛПП-1 составлял 145...20000 м при максимальной ошибке измерения 10 м. Рабочая длина волны была равна 1,06 мкм [12]. Большая мощность зондирующего импульса в данном спектральном диапазоне не позволяет отнести ЛПП-1 к безопасным для органов зрения приборам, согласно действующим стандартам лазерной безопасности.

В дальнейшем ЛПП-1 был заменен на лазерный дальномер с безопасным для органов зрения излучения (длины волны 1,54 мкм) ЛДИ-11 (см. рис. 4). Диапазон измеряемых дальностей ЛДИ-11 составляет 60...10000 м при максимальной ошибке измерения 10 м [13].

При установке на борт лазерных дальномеров проводились испытания по электромагнитной совместимости, на механические перегрузки, проведение измерений через иллюминатор, а также выполнялся анализ используемых материалов с учетом токсичности и пожаробезопасности.



Рис. 4. Лазерный дальномер ЛДИ-11 на борту КА «Союз»

Как выяснилось в процессе определения возможностей использования ЛДИ-11 на борту КА «Союз», покрытие иллюминатора в блистере имеет большое поглощение на длине волны 1,54 мкм. По этой причине на иллюминаторе была введена зона без нанесения покрытия (см. рис. 5).

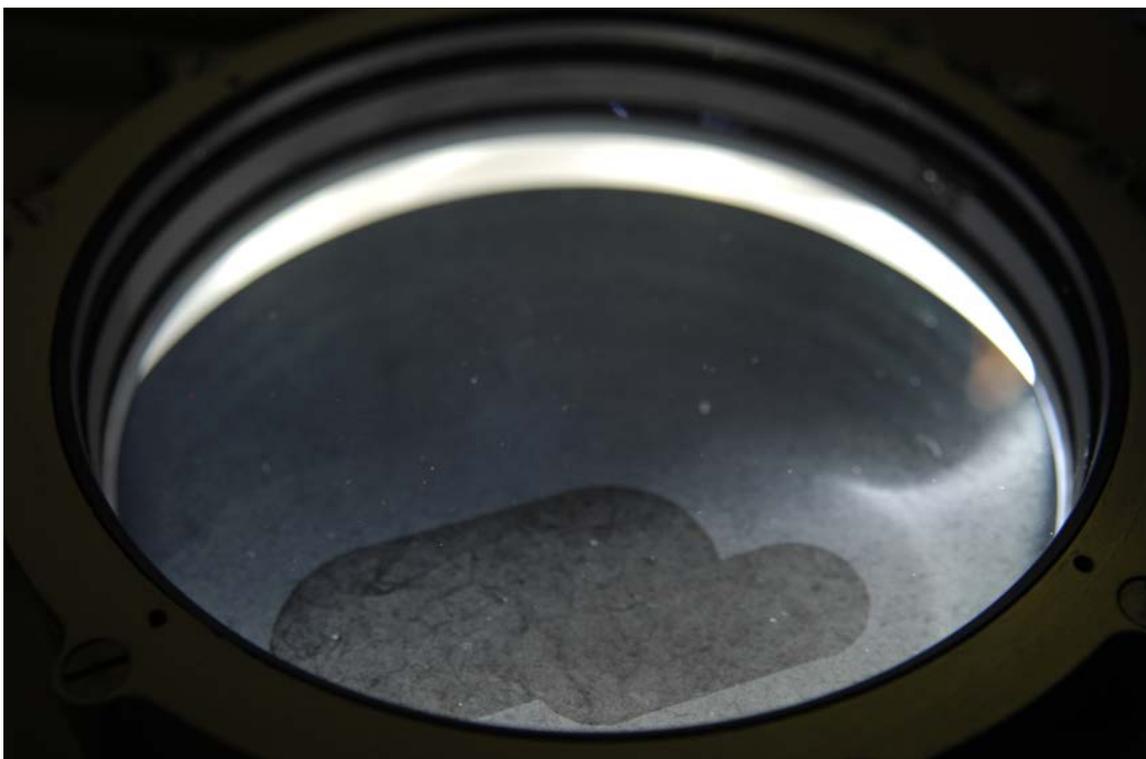


Рис. 5. Участок без покрытия на иллюминаторе блистера для работы с ЛДИ-11

Недостатки использования этих армейских дальномеров состоят в том, что реализуется фактически полуавтоматическое управление сближением, при котором ввод данных в бортовую машину осуществляется по результатам операторской деятельности космонавта, а работоспособность дальномера зависит от автономных аккумуляторных батарей, имеющих малый ресурс и энергоемкость. Кроме того, эти дальномеры не предназначены для работы с УО.

Для КА «Буран» на базе радиотехнической системы «Курс» разрабатывался вариант с оптическим каналом, используемым на дальности менее 30 м («Курс-О»). В качестве ответных устройств применялись УО в виде двух баз разной длины на стыковочном агрегате орбитальной станции «Мир». Опытный образец два раза устанавливался на КА типа «Союз» и оба раза был получен отрицательный результат. В результате анализа причин отказов выявили необходимость принципиальной доработки аппаратуры, которая не была выполнена в связи с прекращением работ по КА «Буран» [14].

В 1990-е гг. российскими несколькими предприятиями проводились работы по созданию ЛЛС для измерения параметров сближения КА в составе комплекса Международной космической станции (МКС), однако по финансово-экономическим причинам они не были доведены до стадии полной технической реализации. Крайне негативную роль здесь сыграли экономические потрясения тех лет, нанесшие сильный удар по предприятиям ракетно-космической, электронной, оптической, приборостроительной промышленности и другим отраслям.

НПО «Геофизика» был предложен вариант ЛЛС угломерно-дальномерного типа, определяющей параметры сближения кооперируемых КА по трем точкам, в качестве которых используются УО, расположенные на пассивном КА [15]. Поиск осуществлялся сканированием по траектории стягивающегося квадрата. Работа развития не получила.

Для РКК «Энергия» разрабатывалась система, состоявшая из подсистемы ЛЛС и подсистемы реперных устройств (лазерных маяков и УО). Эта система обеспечивала поиск, обнаружение и опознавание пассивного КА, определение угловых координат и дальности, а также скорости сближения.

Особенностями данной разработки являлись большая дальность обнаружения пассивного КА, равная 7,5 км и высокая помехоустойчивость (на дальности до 2 км вплоть до прямой солнечной засветки). Блоки УО использовались для измерений на больших дальностях – до 7,5 км, а лазерные маяки – на заключительном этапе сближения, при дальностях менее 200 м, что обеспечивает высокую устойчивость к световым помехам от элементов конструкции пассивного КА. Измерения проводились угломерным (на дальностях до 200 м) и фазовым методом.

В июле 2000 г. на российском сегменте МКС были установлены три лазерных маяка с уменьшенной мощностью излучения (170 мВт). В том же году все работы по тематике были свернуты из-за недостатка финансирования. Если бы систему удалось довести до практической

реализации, то в тот момент времени она бы по своим характеристикам не имела летающих аналогов.

Назначение лазерных маяков состояло в задании координатной системы стыковочного узла посредством их размещения на корпусе модуля «Звезда» в реперных точках. Два маяка по краям были разнесены между собой на базовое расстояние 2 м, а маяк в центре смещен назад на 0,4 м для обеспечения пространственной ориентации при сближении. Подсистема генерирует амплитудно-модулированные сигналы и формирует три излучающие апертуры с конической диаграммой направленности 30° (по уровню излучения 0,5), задающие координатную систему стыковочного узла.

В 2009 г. в связи с разработкой ЛЛС для перспективных КА возникла необходимость в проверке 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 «Прогресса» в зоне терминатора и на ночной стороне орбиты [16].

В результате была подтверждена работоспособность лазерных маяков и получены изображения двух из трех излучающих апертур, представленные на рис. 6 и 7 (еще одна излучающая апертура в верхней части изображения закрыта меткой широкоугольного объектива телекамеры).

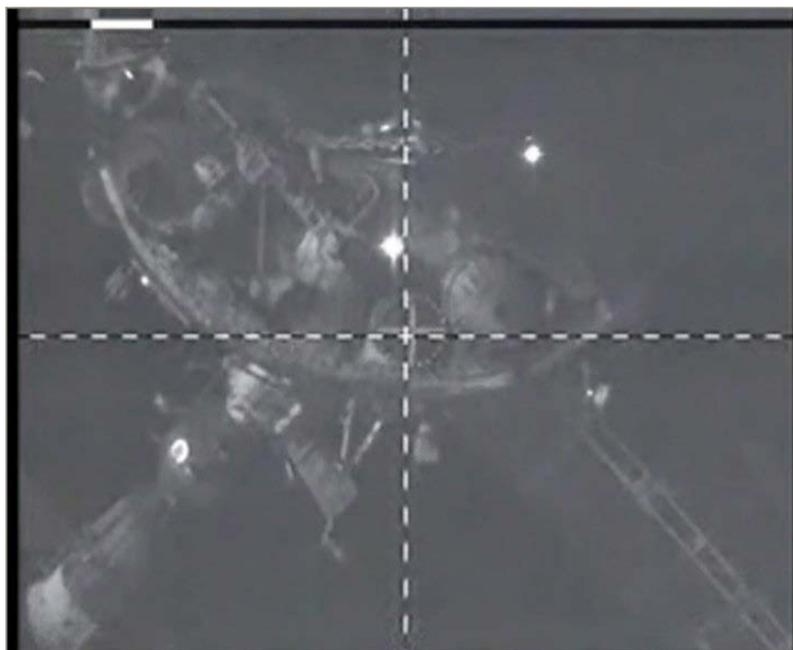


Рис. 6. Излучающие апертуры лазерных маяков на торце модуля «Звезда» МКС (в зоне терминатора)

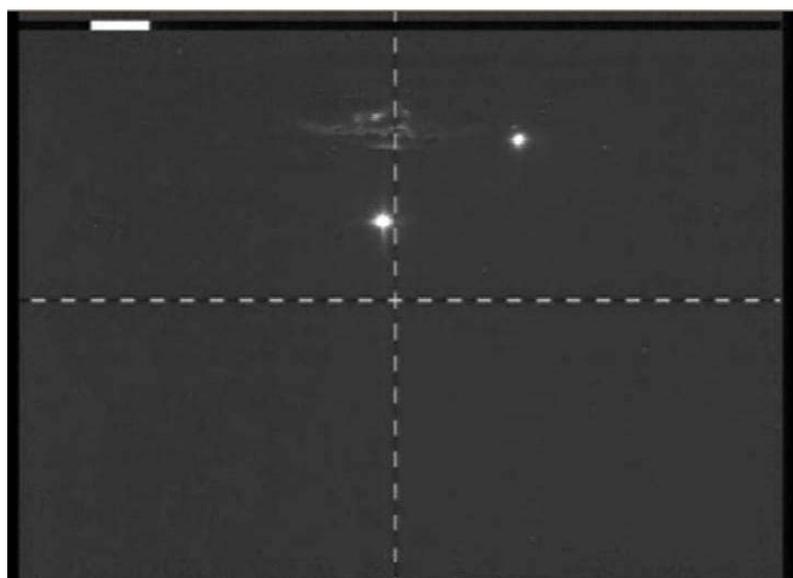


Рис. 7. Излучающие апертуры лазерных маяков на торце модуля «Звезда» МКС (на ночной стороне орбиты)

Изначально планировалось установить аналогичную подсистему лазерных маяков на многоцелевой лабораторный модуль МКС «Наука», но в дальнейшем от нее отказались в связи со сменой подхода к реализации ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА.

3 Бортовые ЛЛС иностранной разработки

В исторической ретроспективе можно отметить, что практическую реализацию специализированных ЛЛС для управления сближением и стыковкой сильно тормозил уровень развития компонентной базы.

Первые лазеры были очень громоздкими и низкоэффективными, то есть просто не вписывались в массогабаритные лимиты для бортовой аппаратуры и имели чрезмерное энергопотребление. Большое тепловыделение создавало проблему теплоотвода. Использование для накачки газоразрядной лампы требовало наличия источника высоковольтного напряжения.

Разработка аппаратуры стала реальной с миниатюризацией электронных компонентов в 1980-е годы, с появлением мощных полупроводниковых лазеров, твердотельных лазеров с накачкой полупроводниковыми диодами вместо газоразрядной лампы в 1990-е годы, лавинных фотодиодов и компактных электронных схем обработки сигналов. При этом все компоненты должны были быть устойчивы к воздействию факторов космического полета – перегрузкам, вибрациям, радиации и др.

С конца 1990-х гг. проводились летные испытания различных образцов аппаратуры (VGS, RVS, TriDAR, DragonEye, VNS) на КА «Space Shuttle» с использованием УО на пассивном КА. Выполнялись сближение и стыковка с орбитальными станциями «Мир» и «МКС», а также с автоматическими КА, показавшие надежность и перспективность применения ЛЛС.

Во время экспедиций КА «Space Shuttle» STS 87 и STS 95 в 1997-1998 гг. при обслуживании КА «Spartan», испытывался датчик VGS, разработанный группой из Центра космических полетов им. Маршалла, предназначенный для автоматической стыковки и ремонта ИСЗ [17].

Вокруг объектива VGS расположены десять лазерных диодов, пять из которых излучают на длине волны 0,78 мкм, а другие пять – на длине волны 0,83 мкм. Измерения проводились по установленным на пассивном объекте в

определенной конфигурации («созвездии») УО. В качестве фотоприемника использовалась ПЗС-матрица. Сначала объект облучался на длине волны 0,78 мкм, после чего захватывался первый образ, включающий кроме отраженного от ЛСВ потока блики от других частей объекта, затем облучался на длине волны 0,83 мкм и захватывался второй образ. Далее, первый образ вычитался из второго. По геометрическим соотношениям на полученном изображении определялась дистанция до пассивного объекта и его ориентация. Алгоритм измерений, реализованный в VGS, показан на рис. 8.

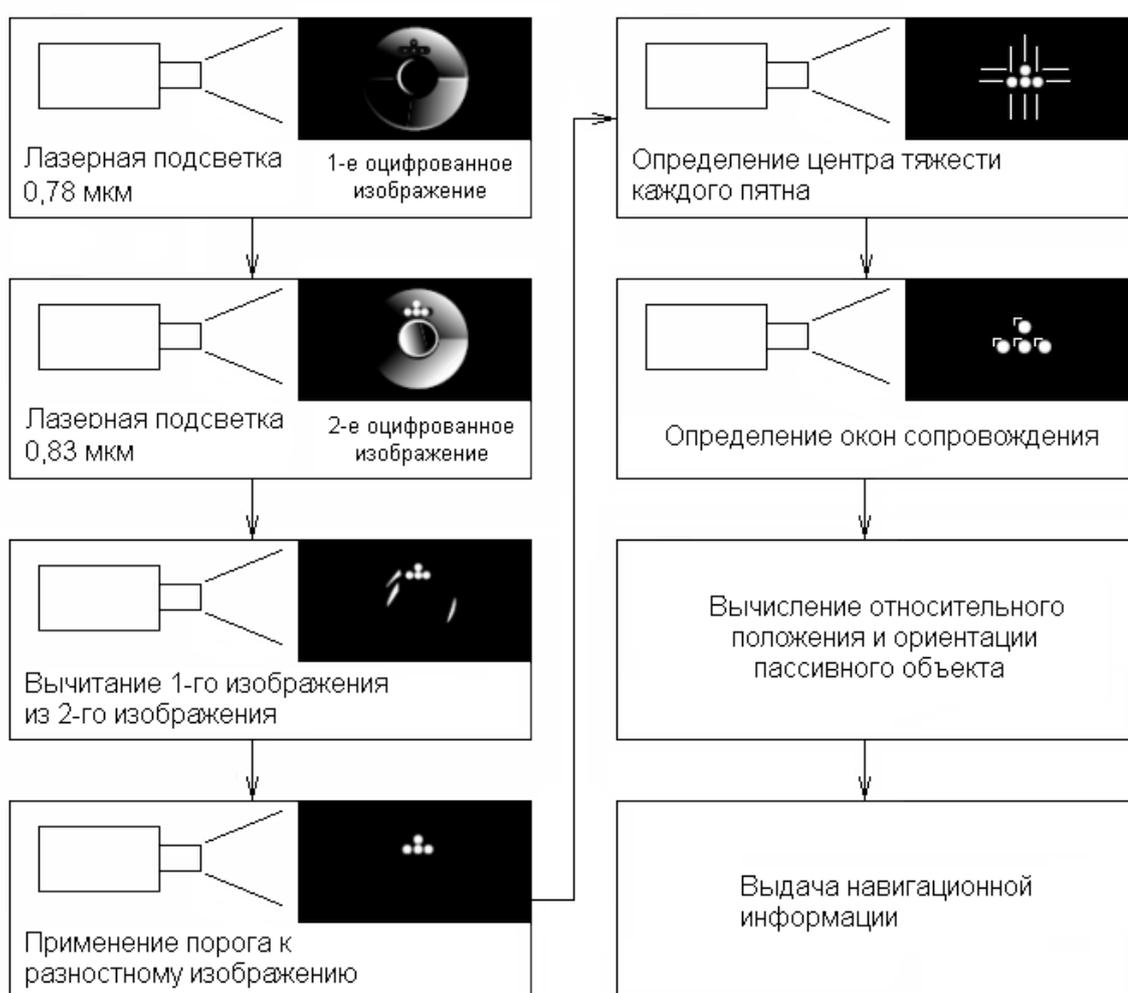


Рис. 8. Алгоритм измерений, реализованный в VGS

Дальность измерений при летных испытаниях составляла до 100 м с ошибкой менее 1 см, а полученные в результате данные были использованы для дальнейшей обработки автоматических систем сближения и стыковки.

На борту автоматического КА ASTRO при выполнении программы «Orbital Express» в 2007 г. испытывался усовершенствованный вариант VGS (AVGS) [18].

Программа «Orbital Express» представляла новую технологию обслуживания КА, включая сближение, стыковку, дозаправку и ремонт на орбите. Было задействовано два автоматических КА: «ASTRO» и «NEXTSat». Активную роль выполнял «ASTRO» с AVGS на борту, обеспечивающим измерения с ошибкой менее 1 см в диапазоне от 0 до 150 м.

Схожий с VGS и AVGS принцип измерений используется в видеометре (VDM) [19], разработанном EADS SODERN (Франция). VDM (см. рис. 9), созданный на основе звездного датчика SED-16, предназначен для обеспечения причаливания транспортного КА «ATV» Европейского космического агентства (ESA).



Рис. 9. VDM для КА типа «ATV» – «Jules Verne»

VDM производит подсветку группы УО (см. рис. 10), образующих «созвездие» на корпусе МКС. По полученному на ПЗС-матрице изображению определяется расстояние, взаимная ориентация КА и МКС (на

дистанции до 30 м), которые передаются в систему управления КА. Дальность измерений составляет до 300 м с ошибкой менее 1 см.

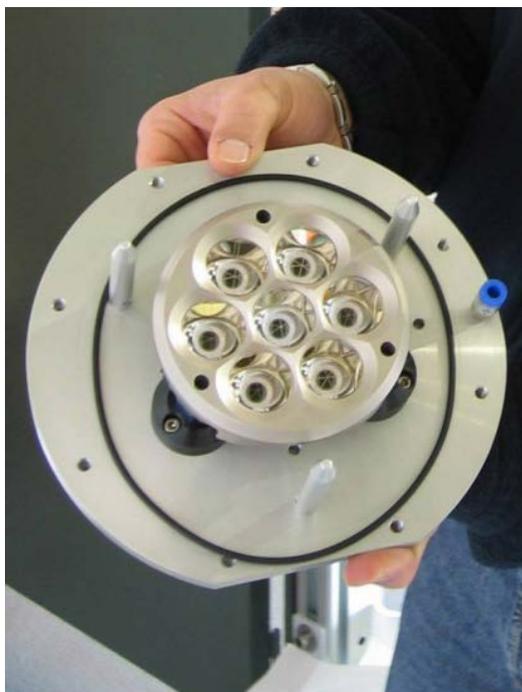


Рис. 10. Блок УО для VDM

Телегониометр (Rendezvous and Docking Sensor – RVS или TGM) [20], разработанный Jena-Optronic (ФРГ), осуществляет сканирование с помощью двух зеркал (см. рис. 11), положение которых определяет угловые координаты объекта, а дальность измеряется времяпролетным методом. Также используется «созвездие» из УО на пассивном КА.

TGM прошел летные испытания на КА «Space Shuttle» (1997 г.), КА «ATV» (2008 г.) и КА «HTV» (H-II Transfer Vehicle, 2009 г.) Японского космического агентства (JAXA). Дальность измерений составляет до 730 м с ошибкой менее 1 см.

В 2008 г. транспортный КА типа «ATV» («Jules Verne») произвел стыковку с МКС (см. рис. 12). С дистанции 259 м использовалась оптическая аппаратура измерения параметров сближения, в составе которой находились по два VDM и TGM (один основной, второй – резервный). Управление сближением осуществлялось по данным VDM.

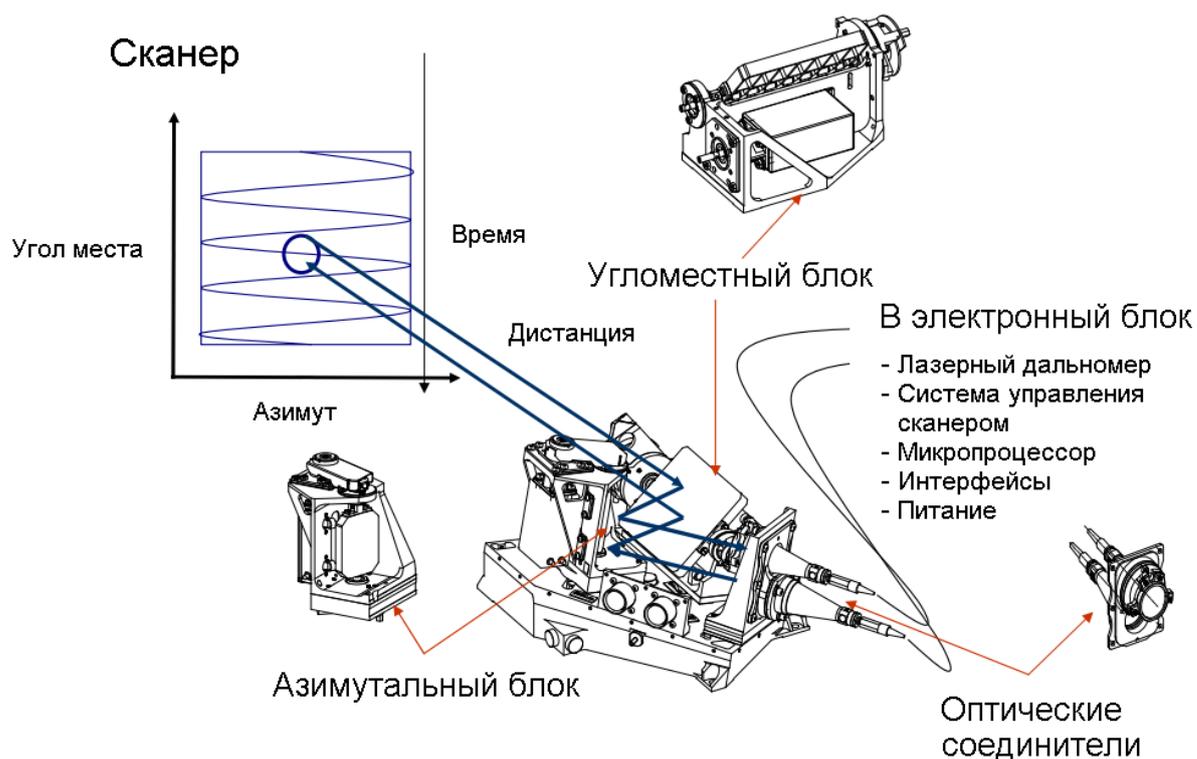


Рис. 11. Устройство и принцип работы TGM

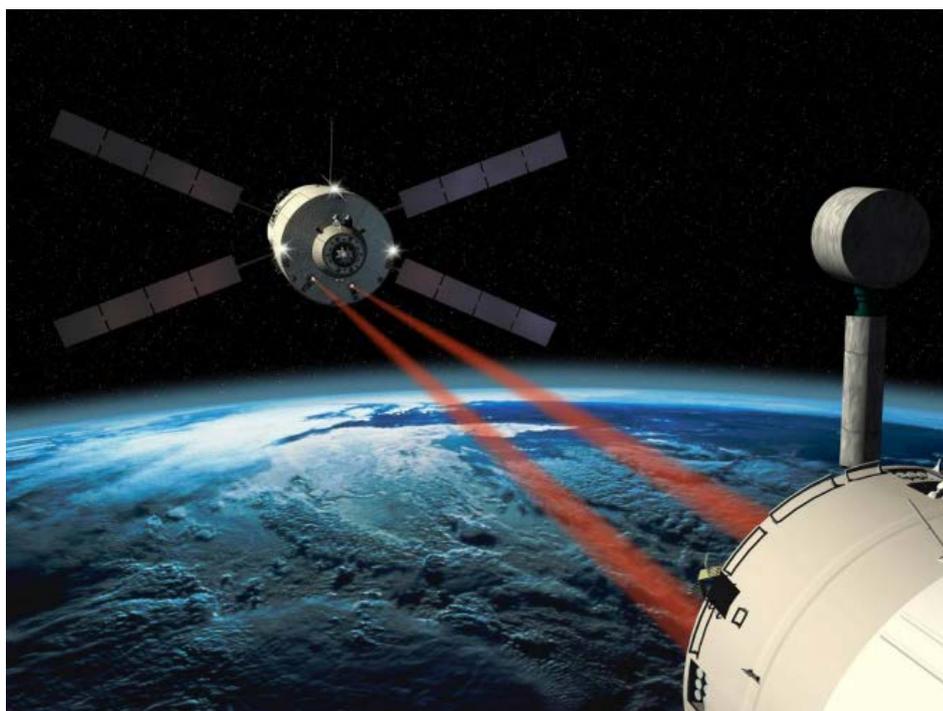


Рис. 12. Стыковка транспортного КА типа «ATV» с МКС

MDA Optech (Канада) разработана система Rendezvous Lidar Sensor (RLS), предназначенная для инспекции и обслуживания на орбите КА, предупреждения столкновения, выполнения операций сближения и стыковки

КА [21]. Используется механическое сканирование с помощью подвижного зеркала и времяпролетный метод измерений. ЛЛС (см. рис. 13) прошла летные испытания в 2004 г. на автоматическом КА «XSS-11». Дальность измерений по диффузно рассеивающему объекту (без ответных оптических устройств) составляет до 3 км с ошибкой менее 1 см.

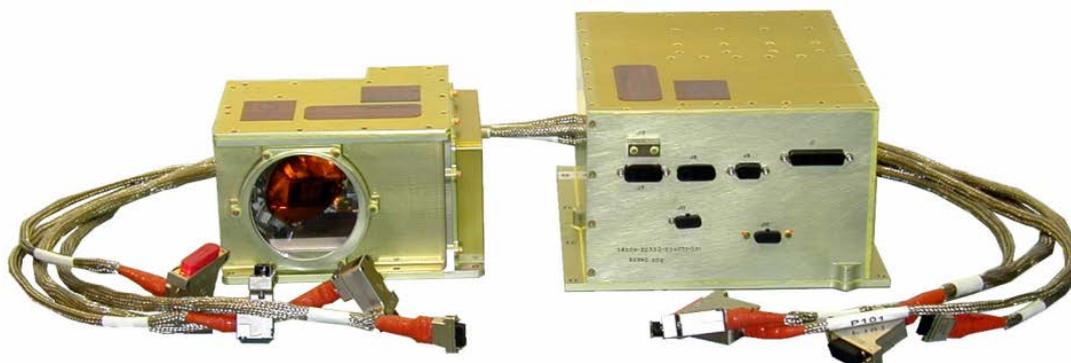


Рис. 13. Rendezvous Lidar Sensor (RLS)

Для аналогичных целей Neptec (Канада) была разработана система TriDAR (см. рис. 14), прошедшая летные испытания на борту КА «Space Shuttle» в 2009-2010 гг. [14,22]. В данной ЛЛС реализована комбинация двух методов измерений: времяпролетного на больших дистанциях и триангуляционного в ближней зоне. Измерения обеспечиваются в диапазоне от 5 м до 2 км.



Рис. 14. TriDAR на борту КА «Space Shuttle»

Для получения 3D-изображения основным средством до недавнего времени являлась сканирование узким лазерным лучом синхронно с узким полем зрения приемника посредством оптико-механической системы. Этот принцип реализован в TGM и RLS.

Альтернативой сканированию узкими пучками является технология 3D-камер с лазерной подсветкой (3D Flash Ladar, времяпролетные камеры) [23,24]. Объект облучается широким пучком зондирующего излучения, а специальный матричный фотоприемник позволяет измерять расстояние до разных участков поверхности объекта с использованием времяпролетного метода измерений.

Достоинством данной технологии является полное отсутствие оптико-механического сканирования.

Advanced Scientific Concepts Inc. разработана система на основе 3D-Flash Ladar для сближения и стыковки КА Dragon, прошедшая летные испытания в 2009 г. на КА «Space Shuttle» [23]. ЛЛС «DragonEye» может использоваться для инспекции и обнаружения повреждений космических объектов. Диапазон измеряемых дальностей составляет от 1 м до 4 км при минимальной ошибке 5 см.

В июле 2010 г. прошла летные испытания система Vision Navigation Sensor (VNS) [24], разработанная исследовательским центром NASA в Лэнгли. Измерения проводятся по УО, установленным на пассивном КА, максимальная дальность составляет 5 км, также может производиться визуализация полученного изображения. Устройство VNS представлено на рис. 15.

Серьезным недостатком ЛЛС, реализованных на основе 3D Flash Ladar технологии, является падение плотности энергии излучения в пучке подсветки с дальностью измерений, деление принятого сигнала на большое количество элементов матричного фотоприемника и ограниченное разрешение. Данное направление требует дальнейшего изучения и совершенствования.

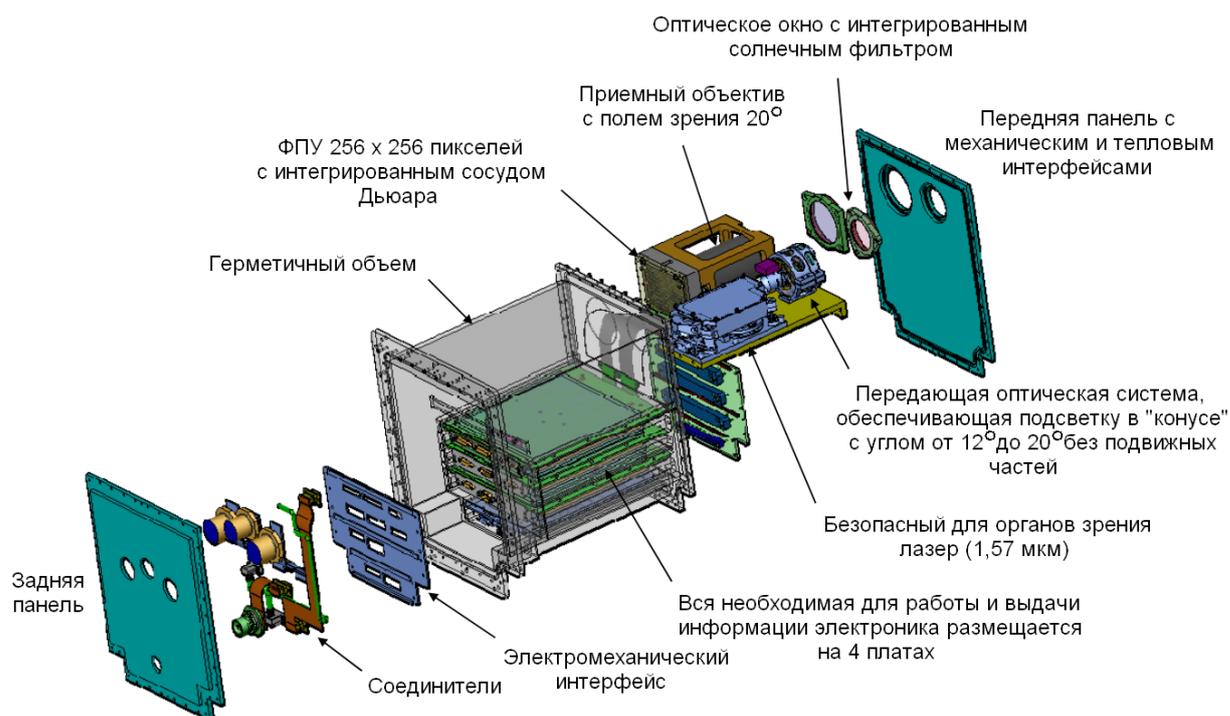


Рис. 15. Устройство VNS

4 Современное состояние и перспективы дальнейшего развития бортовых ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА

В настоящий момент для измерений в ближней зоне перспективным направлением развития ЛЛС является получение так называемого «облака

точек» (3D-изображения). Основной вопрос заключается в методе получения 3D-изображения – с использованием традиционного оптико-механического сканирования или 3D Flash Ladar технологии.

На сегодняшний день бортовые ЛЛС уступают по дальности радиотехническим системам, в результате чего повышаются требования к точностям предварительного выведения кооперируемых КА. При этом бортовые ЛЛС имеют более высокие точности измерений дальности, меньшие массогабаритные характеристики и энергопотребление.

В настоящее время прослеживается тенденция к отказу от использования ответных оптических устройств (в первую очередь активных, типа лазерных маяков), что подразумевает работу ЛЛС по некооперируемым объектам, в том числе аварийным. Однако без использования ответных устройств не представляется возможным обеспечить большие дальности и сократить время поиска объекта в широком угле.

Использование УО на пассивном КА позволяет увеличить максимальную дальность измерений более чем на порядок. Увеличение дальности позволяет рассматривать возможности ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА при отсутствии внешнего целеуказания вне околоземной орбиты [25].

Большая часть характеристик ЛЛС, определяется техническими параметрами используемых лазеров, выбор которых представляет собой отдельную научную задачу [26].

ЛЛС, прошедшие летные испытания, реализованы с использованием полупроводниковых лазерных диодов [17-20] и твердотельных лазеров [14,22,24]. Полупроводниковые лазеры, несмотря на высокий КПД, а также минимальные массу и габариты, обеспечивают дальность ЛЛС до 1 км. По диффузно отраженному сигналу (без использования УО) могут работать ЛЛС на основе твердотельных лазеров, которые позволяют увеличить дальность измерений до 10 км и более.

Энергия импульса твердотельных лазеров ограничена возможностями накачки с использованием лазерных диодов, тогда как переход на ламповую накачку для получения зондирующих импульсов с энергией более 100 мДж не оправдан высоким энергопотреблением и нарушением теплового режима.

Перспективным сейчас представляется применение волоконных лазеров. Разработчиками TGM рассматривалась замена имеющего ограниченные возможности ЛД на иттербиевый волоконный лазер с длиной волны 1,06 мкм для работы по диффузно отражающим поверхностям и увеличения дальности до 6 км [20]. Пока серьезным недостатком волоконных лазеров является низкая энергия импульса – менее 1 мДж.

К возникающим сложностям в настоящее время следует отнести увеличение количества солнечных бликов от элементов корпуса пассивных КА, что обусловлено увеличением их размеров (в настоящее время МКС является самым крупным искусственным космическим объектом). Таким образом, должна обеспечиваться высокая помехоустойчивость бортовых ЛЛС, чтобы не вводить баллистические ограничения на положения небесных тел относительно кооперируемых КА.

Проблемой, которой уделяется все большее внимание, является обеспечение лазерной безопасности в космическом полете. Первые варианты бортовых ЛЛС не оценивались по данному критерию. Однако с увеличением частоты полетов транспортных КА к орбитальным станциям и количества членов их экипажей требования безопасности были обоснованно ужесточены.

С этим связано широкое использование в настоящее время спектрального диапазона 1,54...1,57 мкм. В тоже время, как показывают оценки, использование этих длин волн ограничено снижением КПД лазера в 2...10 раз и большей дифракционной расходимостью, проявляющейся при работе по УО [26], что приводит к снижению дальности ЛЛС.

Поэтому, обеспечение наилучших характеристик по дальности ЛЛС и безопасности зондирующего пучка может потребовать решения задачи многокритериальной оптимизации [27].

Необходимо отметить, что последние годы в направлении разработки отечественных ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА появилась положительная динамика, обусловленная увеличением финансирования ракетно-космической промышленности и доступу российских предприятий к новым разработкам и технологиям на мировом рынке, а также возможностям для проведения совместных космических экспериментов с иностранными разработчиками [14].

Следует отметить, что отечественные разработчики традиционно стремятся обеспечить высокие эксплуатационные характеристики аппаратуры, превосходящие иностранные аналоги и лучшие экономические показатели.

Заключение

История развития ЛЛС демонстрирует практическую реализацию в течение короткого времени новых научных направлений развития квантовой механики и оптоэлектроники. Прогресс в создании более совершенных ЛЛС напрямую зависел от создания более эффективных и компактных лазерных источников, приемников излучения и электронных схем обработки сигнала.

В нашей стране были достигнуты значительные результаты в разработке научных основ лазерной техники (В.А. Фабрикант, А.М. Прохоров, Н.Г. Басов, Ж.И. Алферов) и технической реализации лазерной локации (В.М. Сидорин, М.Ф. Стельмах, В.Д. Шаргородский и др.).

Сегодня, когда на борту иностранных КА для измерений параметров сближения штатно применяются ЛЛС, разработка отечественных аналогов аппаратуры становится одной из первоочередных задач. Для ее решения потребуется кооперация многих предприятий из разных отраслей и, без

сомнений, нетривиальные технические решения, которые всегда были сильной стороной российской инженерной школы.

Какую следующую форму придаст научно-технический прогресс такой сложной и специализированной аппаратуре, как ЛЛС для управления сближением и стыковкой КА, и насколько достоверными окажутся прогнозы специалистов, покажет ближайшее время.

Список литературы:

1. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Горячие дни холодной войны. Изд. 3-е, М.: Машиностроение, 2002. 526 с.
2. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева (1946-1996). М.: РКК «Энергия», 1996. 672 с.
3. Петровский В.И., Пожидаев О.А. Локаторы на лазерах. М.: Воениздат, 1969. 104 с.
4. Катус Г.П. Восприятие и анализ оптической информации автоматической системой. М.: Машиностроение, 1986. 416 с.
5. Лазерная локация / И.Н. Матвеев, В.В. Протопопов, И.Н. Троицкий, Н.Д. Устинов // Под ред. Н.Д. Устинова. М.: Машиностроение, 1984. 272 с.
6. Lehr C.G. Laser Tracking Systems. / Laser Applications, Academic Press., 1974, vol. 2, p. 13.
7. Савиных В.П. Записки с мертвой станции. М.: «Издательский дом системы Алиса», 1999. 88 с.
8. Костин А. Эргономическая история спасения орбитальной станции «Салют-7» // Эргономист, 2013, № 27. С. 18–22.
9. Старовойтов Е.И. Некоторые технические аспекты реализации оптико-электронных систем измерения параметров сближения КА // XI Международная научно-техническая конференция «Кибернетика и высокие технологии XXI века» (С&Т 2010). 12–14 мая 2010 г, Воронеж. Материалы конференции. 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).
10. ЛитРес: библиотека. Лесников В.С. Космическое время «Мира». 2011. 200 с. Режим доступа: http://rsl.lib.litres.ru/pages/biblio_book/?art=645795 (дата обращения 12.11.13)
11. Корабль «Союз ТМ» (7К-СТМ). Центр подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина. Официальный Web-сайт. Режим доступа: <http://www.gctc.ru/main.php?id=304> (дата обращения 29.10.13)

12. Гончаров А.Д., Громов А.В., Зиновьев В.В. Приборы артиллерийской разведки. Учеб. пособие. СПб.: НИУ ИТМО, 2012. 232 с.

13. Оружие и технологии России. Т. 11. Оптико-электронные системы и лазерная техника / Под общ. ред. С.Б. Иванова. М.: ИД Оружие и технологии. 2005. 720 с.

14. НТО Тридар-Сближение. Режим доступа:

<http://knts.tsniimash.ru/ru/src/notice/%D0%9D%D0%A2%D0%9E%20%D0%A2%D1%80%D0%B8%D0%B4%D0%B0%D1%80-%D0%A1%D0%B1%D0%BB%D0%B8%D0%B6%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D0%B5.pdf>

(дата обращения 27.10.13)

15. Федосеев В.И. Автоматическая лазерная система контроля параметров сближения кооперируемых космических аппаратов // Оптический журнал, 1996, № 7, С. 66-70.

16. Старовойтов Е.И., Воробьев С.А. Контроль работоспособности лазерных излучателей в условиях космического полета с использованием телевизионных средств // Радиотехника. 2011. № 6. С. 50–55.

17. Polites M.E. An assessment of the Technology of automated rendezvous and Capture in Space. Marshall Space Flight Center, Alabama. Режим доступа: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4065/NASADesignSPs/tp208528.pdf> (дата обращения 20.01.12).

18. LeCroy J., Hallmark D., Scott P., Howard R. Comparison of navigation solutions for autonomous spacecraft from multiple sensor systems. Режим доступа: <http://144.206.159.178/FT/CONF/16414843/16414852.pdf> (дата обращения 20.01.12).

19. Videometer. Режим доступа:

http://www.sodern.com/sites/docs_wsw/RUB_54/VDM.pdf (дата обращения 14.01.12)

20. Michel K., Ullrich A. Scanning time-of-flight laser sensor for rendezvous manoeuvres. Режим доступа:

http://robotics.estec.esa.int/ASTRA/Astra2004/Papers/astra2004_S-02.pdf (дата обращения 14.01.12)

21. Liadsky J. Recent Advancements in Commercial LIDAR Mapping and Imaging Systems. Режим доступа:

<http://www.nps.edu/Academics/Centers/RSC/documents/RecentAdvancements.pdf> (дата обращения 26.01.13)

22. Automated Rendezvous and Docking Sensors. Режим доступа:

<http://www.neptec.com/brochures/Automated%20Rendezvous%20and%20Docking%20Sensor.pdf> (дата обращения 02.11.13)

23. 3D Flash LIDAR Cameras™ for OOS Applications. March 26, 2010. Режим доступа:

http://ssco.gsfc.nasa.gov/workshop_2010/day3/Roger_Stettner/Stettner_ASC_Workshop_Presentation.pdf (дата обращения 15.01.12)

24. Christian J.A., Hinkel H., D'Souza C.N., Mauire S., Patangan M. The Sensor Test for Orion RelNav Risk Mitigation (STORRM) Development Test Objective. Режим

доступа: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110013437_2011014090.pdf (дата обращения 29.01.12)

25. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В., Зубов Н.Е. Пути увеличения дальности бортовых лазерных локационных систем космических аппаратов с использованием уголковых отражателей // Авиакосмическое приборостроение. 2013. № 9. С.23–30.

26. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В., Зубов Н.Е. Выбор лазеров для увеличения дальности бортовых локационных систем космических аппаратов // Наука и образование (МГТУ им. Н.Э. Баумана). 2013. № 8. Электронное научно-техническое издание. Режим доступа: <http://technomag.bmstu.ru/doc/609292.html> (дата обращения 29.08.13)

27. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В. Парето-оптимизация параметров бортовых лазерных локационных систем космических аппаратов // Наука и образование (МГТУ им. Н.Э. Баумана). 2013. № 4. Электронное научно-техническое издание. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/574259.html> (дата обращения 03.06.13)