

Неизвестные корабли-Игорь Афанасьев



Введение

Еще каких-нибудь пять лет назад эта работа появиться не могла. Однако сейчас, после провозглашения гласности и открытости, особенно после подкрепления их публикациями ранее закрытых документов и воспоминаний очевидцев, у автора возникла уверенность, что теперь об этом можно и нужно рассказать. Основным толчком, побудившим его выступить с данной брошюрой, было появление в печати различных материалов, неверно, а зачастую и намеренно искаженно, толкующих факты истории и сегодняшнего дня отечественной космонавтики, что приводит к нападкам на «советский космос» людей, весьма далеких от практической космонавтики. Одной из причин такого положения вещей можно считать отсутствие правдивой и точной информации по этим вопросам.

Сейчас, а особенно в недалеком будущем, многие советские космические программы рискуют так и остаться совершенно неизвестными для общественности. Скорбным уроком, подтверждающим эти слова, навсегда останется наша лунная программа, принудительное закрытие которой привело к тому, что советская космонавтика, а с ней и вся отечественная наука были лишены перспектив естественного развития, стали на тупиковый путь прямого копирования иностранной техники со всей ее инфраструктурой. Однако, похоже, что руководство отраслью и страной в целом ни тогда, ни сейчас не сделало никаких выводов из этого урока. Поскольку других достижений, кроме политических, от программы не ожидалось, от нее отмахнулись, объявив всему миру, что у нас ее не было. Кроме того, был практически полностью уничтожен весь задел: пошли на разборку нескольких летных экземпляров ракеты-носителя Н1, распущен «лунный отряд» космонавтов, распозлились по закрытым музеям и НИИ лунные корабли, а все разработки, связанные с этой темой и обещавшие в скором будущем хорошие научно-технические результаты, заркыты. Наконец по чьему-то глупому приказу была уничтожена основная часть научно-технической документации по проекту. Теперь фрагменты из лунной программы существуют лишь в головах и рабочих тетрадях оставшихся еще энтузиастов...

Почти то же самое можно сказать о других проектах, доведенных до разного уровня проработки, но по тем или иным причинам так и не увидевших жизнь. Разобщенность предприятий космической отрасли и их замкнутость, практически полное отсутствие достоверной информации при недостаточно широко проводимой экспертизе работ приводят к тому, что те или иные разработки на разных уровнях начинают копироваться предприятиями. При этом повторяются одни и те же ошибки, которых вполне удалось бы избежать, если бы об этих разработках можно было получить исчерпывающие сведения. У нас же все списывается на мифическую «государственную», а сейчас еще и «коммерческую» тайну. Не будем говорить о некоторых технологических секретах — они, конечно же, имеются. Но в основной своей массе... Если бы у нас были такие «тайны», мы бы не отстали так от Запада даже в такой исторически приоритетной для нас области, как космонавтика.

Автор старался не делать упор на политическую оценку значения программ, представленных в брошюре, и влияния на их судьбу тех или иных событий. Основная задача — рассказ о неизвестных широким массам читателей проектах пилотируемых космических кораблей, которые разрабатывались в СССР в 1960–1980 годах, с возможно более кратким и четким изложением особенностей конструкции отдельных аппаратов и ходе программ, а также уточнение сведений о малоизвестных но упоминающихся в печати аппаратах. Рассказы о проектах кораблей представлены в хронологической последовательности начала программ.

Автор благодарит ветеранов КБ «Салют», КБ «Химмаш», КНПО «Труд», МГТУ им. Н. Э. Баумана, НПО «Молния», НПО «Энергия», НПО «Энергомаш», ЦАГИ и ЦКБ «Машиностроение» за помощь в подборе и анализе материалов для брошюры.

Проект планирующего космического аппарата (ОКБ-256)

В одно время с США, где ВВС и NASA начали разработку проекта ракетоплана «Дайна Сор», в СССР рассматривались проекты крылатых пилотируемых аппаратов в авиационных конструкторских бюро — ОКБ-256 П. В. Цыбина и ОКБ-23 В. М. Мясищева.

Эскизный проект планирующего космического аппарата (ПКА) для спуска с орбиты и посадки на Землю был разработан в ОКБ-256 по просьбе С. П. Королева и утвержден П. В. Цыбиным 17 мая 1959 г.

Согласно проекту, ПКА с космонавтом на борту должен был выводиться на круговую орбиту ИСЗ высотой 300 км ракетой-носителем (РН) «Восток». После орбитального полета в течение 24–27 ч ПКА должен был сойти с орбиты и возвратиться на Землю, планируя в плотных слоях атмосферы. В начале спуска, в зоне интенсивного теплового нагрева ПКА использовал подъемную силу несущего корпуса оригинальной формы (рис. 1). (С. П. Королев дал ему название «Лапоток»), а потом, снизив скорость до 500–600 м/с, с высоты 20 км планировал с помощью раскрывающегося крыла, первоначально сложенного «за спиной». Управление ПКА в полете должно было осуществляться с помощью реактивных сопел и аэродинамических поверхностей управления.

Время спуска ПКА с орбиты ИСЗ могло составить 1,5 ч. Посадку предполагалось выполнить на специально выполненную грунтовую площадку с использованием лыжного шасси «велосипедного» типа — сначала на заднюю лыжу, а потом на переднюю.

Фюзеляж ПКА имел стальную обшивку, прикрепленную сваркой к силовому набору. От нагрева фюзеляж защищал металлический донный экран, установленный с зазором 100 мм. Носок фюзеляжа и передние кромки аэродинамических поверхностей, изготовленных из стали, предполагалось охлаждать, причем рассматривалась возможность применения для этого жидкого лития. По расчетам, максимальная температура передней части теплозащитного экрана и кромок рулей могла достичь 1200 °С в отличие от верхней части фюзеляжа, где ожидаемая температура не превышала бы 400 °С. Сложенные стальные консоли крыла, находящиеся в аэродинамической «тени» фюзеляжа при планировании ПКА с углом атаки 55–60°, в зоне максимальных тепловых потоков на гиперзвуковых скоростях не должны были подвергаться большому нагреву.

Рис. 1. Планирующий космический аппарат «Лапоток»

Внутри фюзеляжа размещались герметизированные кабина космонавта и приборный отсек, выполненные из алюминиевого сплава и защищенные теплоизоляцией. Космонавт располагался перед приборной доской в катапультном кресле, имеющем три положения — стартовое, рабочее, для отдыха. Кабина имела систему жизнеобеспечения, два боковых иллюминатора и прибор для астроориентации.

В приборном отсеке и непосредственно в фюзеляже размещалось оборудование, необходимое для осуществления орбитального полета и спуска. Для маневрирования на орбите ПКА имел навесную двигательную установку (ДУ), примыкающую к донному щиту фюзеляжа и закрытую обтекателем, ДУ включала топливные баки систему подачи топлива и два ЖРД — тормозной и корректирующий. ДУ отделялась от ПКА на высоте 90 км после выдачи тормозного импульса для схода с орбиты. Для ориентации ПКА на орбите и при входе в плотные слои атмосферы применялись реактивные сопла, работающие на продуктах разложения перекиси водорода. Далее включались аэродинамические поверхности.

В случае аварии РН на высотах до 10 км космонавт мог катапультироваться из кабины ПКА. На больших высотах производилось аварийное отделение ПКА от РН, раскрытие консолей крыла и спуск на Землю.

Королев был в курсе всех работ, проводившихся по ПКА в ОКБ-256. От его ОКБ в работах участвовали проектанты по космическим аппаратам и РН. Кроме того к работам были подключены крупнейшие коллективы Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) и Всесоюзного института авиационных материалов (ВИАМ).

После начала работ по ПКА в ЦАГИ выяснилось, что проблемы, встающие перед создателями крылатых космических аппаратов, гораздо серьезнее, чем было принято считать. В частности, только после продувок в аэродинамических трубах стало ясно, что тепловые нагрузки на теплозащитный экран значительно превосходят расчетные и материал экрана надо будет менять, а узел шарнира поворота консолей крыла на самом напряженном участке спуска находится в «застойной» зоне с повышенным подводом тепла и практически полным отсутствием теплоотвода. Требовались более детальные проработки проекта с моделированием реальных условий полета на аппаратах-аналогах.

Как известно, С.П.Королев для первого космического корабля (КК) «Восток» выбрал схему с баллистическим спускаемым аппаратом как более простую, надежную и требующую наименьших затрат при экспериментальной отработке. Кроме того, начатая в те годы кампания против военных самолетов в пользу ракет затронула многие авиационные ОКБ. В 1960 г. ОКБ-256 было закрыто. Главный конструктор П. В. Цыбин перешел на работу в ОКБ-1 заместителем С. П. Королева, где внес большой вклад в разработку и создание модификаций КК «Восток», новых КК «Союз» и «Союз Т», а также автоматических межпланетных станций и спутника связи «Молния». Материалы по ПКА по договоренности были переданы С. П. Королевым в ОКБ А. И. Микояна, где в это время начались работы по воздушно-космической системе «Спираль».

Проект тяжелого межпланетного корабля (ОКБ-1)

Одним из самых многообещающих, эффективных и не слишком дорогих в исполнении космических проектов, разрабатываемых в СССР, можно было бы назвать проект тяжелого межпланетного корабля (ТМК).

Прежде чем рассказывать о ТМК, необходимо вернуться к предыстории проекта, который с самого начала шел рука об руку с разработкой ракеты-носителя Н1.

Основной задачей ракеты (о создании которой подробно рассказано в брошюре академика В. П. Мишина «Почему мы не попали на Луну?»[1]) должно было стать выведение на околоземную орбиту тяжелых спутников. В задании на проектирование РН было оговорено, что стартовая масса носителя не должна превышать 2200 т при массе полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту, 75 т. Исходя из условий проекта, ракета Н1 была оптимизирована именно на такие исходные характеристики. Под такую ракету разрабатывались наземные сооружения и вся инфраструктура. И хотя разрабатываемая ракета поражала своими размерами, особых вопросов, на которые при проектировании можно было дать строго отрицательный ответ, как и ярого скептицизма со стороны оппонентов проект поначалу не вызывал.

Ракету Н1 с полной уверенностью можно назвать главным детищем и мечтой С. П. Королева. О ее создании

Сергей Павлович задумывался очень давно, еще до начала космической эры. На представленном в июле 1962 г. эскизном проекте Н1 рукой Сергея Павловича сделана пометка: «Мы об этом думали в 1956-57 годах». Он понимал, что со вводом в строй столь мощной РН перед советской космонавтикой откроются очень широкие горизонты. Одной из актуальных задач нового носителя могли стать запуски тяжелых автоматических станций и пилотируемых кораблей к планетам Солнечной системы.

В ОКБ-1, в проектно-конструкторском отделе, которым руководил М. К. Тихонравов, рассматривались различные варианты кораблей для полета к Марсу. Исследования велись сначала в свободное от основной работы время в инициативном порядке двумя группами проектантов под руководством Г. Ю. Максимова и К. П. Феоктистова.

Проект группы Г. Ю. Максимова был нацелен на быструю реализацию программы доступными средствами. Для этого предполагалось создать сравнительно простой по конструкции и небольшой по массе космический корабль с экипажем из трех человек. Проект предусматривал облет Марса с исследованием на пролетной траектории и без посадки на его поверхность или без выхода на околомарсианскую орбиту с последующим возвращением корабля в район Земли. Корректируя траекторию полета, можно было очень точно вывести корабль к Земле, где от него должен был отделиться спускаемый аппарат, входящий в атмосферу со скоростью, превышающей вторую космическую, и выполняющий управляемый спуск и парашютную посадку.

Конструктивно этот вариант ТМК представлял собой цилиндрическую кабину экипажа с приборно-агрегатным отсеком, ДУ для коррекции траектории и панелями солнечных батарей на внешней стороне корабля. Не имея соответствующих исходных данных о надежности огромной ракеты-носителя Н1, проектанты предусматривали выведение межпланетного корабля на околоземную орбиту в двух вариантах: с космонавтами на борту или с последующей «подсадкой» экипажа на ТМК. В последнем случае беспилотный межпланетный корабль с разгонным блоком выводился на орбиту с помощью Н1, а экипаж доставлялся к нему в одном из кораблей, разрабатываемых в тот период в ОКБ-1. После пересадки космонавтов производился старт ТМК с разгонным блоком с орбиты в направлении к Марсу.

Проект группы К. П. Феоктистова базировался на более сложной многоступенчатой схеме со сборкой ТМК на околоземной орбите и последующим его разгоном к Марсу. В качестве ДУ комплекса предполагалось применить высокоэкономичные электрореактивные двигатели (ЭРД), получающие энергию от ядерной энергетической установки (ЯЭУ). Из-за малой тяги ЭРД разгон корабля по раскручивающейся спирали должен был продолжаться несколько месяцев. В общем виде этот ТМК напоминал цветок ромашки, в центре которого находилась ЯЭУ, а лепестками служили радиаторы-излучатели. В дальнем конце стебля «цветка» помещалась кабина экипажа. Большое внимание авторы проекта уделяли технической стороне проекта, главным образом разработке ЯЭУ и ЭРД.

Говоря о проекте ТМК, нельзя забывать, что закладывался он в самом начале 1960-х годов. У проекта не было и не могло быть аналогов. В связи с этим перед проектантами во множестве встали сложнейшие проблемы, разрешение которых даже на современном уровне науки и техники требует серьезных усилий. Однако величайший энтузиазм, ничем не скованная фантазия и вера в свои силы, а также в возможности отечественной науки и техники помогали преодолевать трудности, стоящие на пути разработчиков.

Исходя из известной траектории полета корабля с возвращением в район Земли, продолжительность полета по которой превышает год, большое внимание авторов первого проекта было приковано к системе жизнеобеспечения (СЖО) экипажа корабля. Имеющиеся СЖО, основанные на использовании запасов кислорода, воды и продуктов питания без их возобновления, не позволяли реализовать программу полета из-за своей огромной массы. С этой точки зрения можно было использовать СЖО с так называемым замкнутым циклом. Понимая сложность реализации замкнутого цикла жизнеобеспечения с помощью физико-химических процессов, проектанты уповали прежде всего на биологические системы, упрощенно повторяющие замкнутую экологическую систему Земли. Естественно, полный круговорот веществ в небольшом объеме КК организовать трудно, но «замкнуть» систему по таким жизненно важным составляющим, как вода и кислород, представлялось возможным.

Воду для питья предполагалось получать главным образом путем выпотевания из выдыхаемой космонавтами в атмосферу кабины влаги с последующей очисткой ее ионообменными смолами. Часть питьевой воды и вода для технических нужд могла быть восстановлена из жидких отходов жизнедеятельности с помощью различных физико-химических и биологических процессов.

Для регенерации кислорода из выделяемого космонавтами углекислого газа должны были применяться контейнеры с водорослями типа хлореллы. Кроме того, эти водоросли могли частично перерабатывать и другие отходы жизнедеятельности экипажа.

Запасы пищи предполагалось хранить в сублимированном виде и очень тщательно отбирать перед полетом с точки зрения пищевой ценности и удельной массы. Для пополнения рациона питания на корабле должны были использоваться овощи, вызревающие в бортовой гидропонной оранжерее, что позволяло экономить от 20 до 50 % массы запасов продуктов. Так как оранжерея составляла неотъемлемую часть ТМК, серьезной проблемой являлся подвод солнечных лучей к растениям. Задача была блестяще решена применением наружных солнечных концентраторов с большими габаритами.

Для отработки элементов и блоков замкнутой СЖО на Земле, а также выяснения психологических вопросов длительного пребывания экипажа в замкнутом объеме корабля при уменьшенном объеме информации, получаемой извне, был построен аналог жилого отсека ТМК — наземный экспериментальный комплекс, в котором испытатели Г. Мановцев, В. Улыбышев и А. Божко провели год[2].

Еще одной проблемой в длительном космическом полете была защита экипажа от солнечных вспышек и галактического фонового излучения. Расчеты и эксперименты со спутниками позволяли вычислить общую кумулятивную дозу облучения за год, которая была признана врачами допустимой. От излучения в период солнечных вспышек предполагалось спастись в радиационном убежище, которое было устроено в виде канала в приборно-агрегатном отсеке. В убежище, окруженные со всех сторон приборами, космонавты могли переждать солнечную вспышку, ведя при этом управление кораблем с упрощенного пульта.

Предполагалось максимально облегчить труд космонавтов по управлению кораблем, передав его автоматическим устройствам с выводом на пульт управления информации о работе систем корабля, представляемой в виде трех значений: «Норма», «Отклонение от нормы» и «Отказ». Космонавты могли производить в полете ремонт радиоэлектронной аппаратуры корабля, которая была устроена в виде легкодоступных консолей и разъемных плат.

Одним из вопросов, который до конца оставался неясным участникам проекта, было практически полное отсутствие знаний о воздействии длительной невесомости на организм человека в космическом полете. Сначала было предложено организовать на корабле искусственную тяжесть путем вращения отдельных частей ТМК вокруг оси, однако сравнительно небольшие размеры центрифуги приводили к возникновению кориолисовых ускорений, искажающих восприятие человеком тяжести и вредно воздействующих на организм.

Работы групп энтузиастов весьма интересовали С. П. Королева. По его инициативе был организован специальный проектный отдел по ТМК.

Разработка первого варианта проекта ТМК показала целесообразность создания наземного экспериментального комплекса, что и было реализовано. Работы по второму варианту проекта продвинулись несколько дальше и закончились выпуском в 1969 г. аванпроекта.

В начале 70-х годов было решено создать орбитальные станции, чтобы понять, можно ли длительно летать в космосе без создания искусственной тяжести. Приоритет, отданный сначала лунной программе, а затем орбитальным станциям, тормозил разработку ТМК. Конечно, не обязательно было спешить с лунной программой, а постепенно отработать Н1, что позволило бы создать тяжелую орбитальную станцию, а впоследствии и ТМК и совершить одну из самых грандиозных и впечатляющих экспедиций XX века, вполне сравнимую, а в некоторых случаях и превосходящую высадку на Луну. Самое главное, что в этом случае наша космонавтика шла бы своим путем и не было бы «лунной» гонки с США. Кроме того, накопив опыт при создании ТМК, ничто не мешало бы в будущем приступить к полномасштабной разработке лунной или марсианской программы. С нынешней точки зрения представляется, что задача облета Марса была не менее престижна и реализовать ее можно было проще, однако заменить лунную программу на марсианскую в то время психологически было очень трудно, так как многим казалось, что Луна вот-вот будет «завоевана», учитывая наши предыдущие «блистательные победы в космосе». Закрытие работ по одному из ключевых элементов ТМК — ракете Н1 привело к быстрому свертыванию программы.

Работы по теме «Союз»

(ОКБ-1)

Понимая, что в связи с усложнением задач, встающих перед отечественной космонавтикой, со временем потребуется резко увеличить массу КК для полета по орбитам ИСЗ и к другим планетам, С. П. Королев и его

соратники, наряду с разработкой проекта Н1, уделяли большое внимание вопросу сборки аппаратов на орбите ИСЗ. Уже 10.03.1962 г. С. П. Королев утверждает технический проспект, озаглавленный «Комплекс сборки космических аппаратов на орбите спутника Земли (тема «Союз»)». В этом документе впервые дается обоснование возможности использования модификации КК «Восток-7» с космонавтом — «монтажником» на борту для отработки стыковки и сборки на орбите. Для этого корабль предполагалось снабдить системами сближения и стыковки, а также маршевой ДУ многократного включения и системой микродвигателей причаливания и ориентации. КК «Восток-7» мог быть использован для сборки на орбите ИСЗ космической ракеты (рис. 2), состоящей из трех одинаковых ракетных блоков (РБ). С помощью такой космической ракеты предлагалось выполнить облет Луны специальным кораблем Л1 с экипажем из 1–3 человек.

Согласно проекту космический корабль Л1 имел оригинальную компоновку, состоящую из двух корректирующих ДУ (передней и хвостовой), жилого отсека, спускаемого аппарата (СА) и агрегатного отсека (АО), со стороны которого к кораблю пристыковывалась связка из трех РБ. В схеме корабля четко прослеживалась необходимость применения СА специальной формы, имеющего аэродинамическое качество, что позволяло аппарату совершать маневр в атмосфере для уменьшения перегрузок, воздействующих на экипаж, и управлять траекторией снижения СА. Последняя мера резко сужала зону разброса точек приземления аппарата. Появлялась возможность производить посадку после облета Луны на заданной территории Советского Союза.

В том же проспекте предлагалось с помощью стыковки создать орбитальную станцию (см. рис. на первой странице обложки) с экипажем из трех человек, предназначенную для наблюдения Земли и состоящую из трех блоков: жилого, блока научной аппаратуры и корабля доставки экипажа. В качестве последнего подразумевался КК «Север», проект которого рассматривался в это время в ОКБ-1. Аппарат представлял собой как бы переходную ступень от КК «Восток» к кораблям следующего поколения, получившим впоследствии наименование «Союз», и состоял из спускаемого аппарата новой формы с аэродинамическим качеством и агрегатного отсека.

В этом же проспекте обосновывалась возможность запуска спутника связи на геостационарную орбиту с помощью ракеты, собранной из отдельных ракетных блоков. Блоки аппаратов во всех этих вариантах должны были выводиться на орбиту РН «Союз».

Рис. 2. Комплексы для сборки космических аппаратов на орбите искусственного спутника Земли, предложенные по программе «Союз» в 1962 г., а: 1 — носовая ДУ корабля Л1; 2 — жилой отсек; 3 — спускаемый аппарат; 4 — солнечная батарея; 5 — агрегатный отсек; 6, 7 и 8 — ракетные блоки; 9 — сбрасываемый отсек последнего ракетного блока; 10 — корабль «Восток-7»; в 1963 г., б: 1 — солнечная батарея; 2 — приборно-агрегатный отсек корабля «Союз»; 3 — спускаемый аппарат; 4 — бытовой отсек; 5 — разгонный ракетный блок; 6 — один из кораблей-танкеров

Через некоторое время появился второй проспект, озаглавленный «Сборка космических аппаратов на орбите спутника Земли», утвержденный С. П. Королевым 10.05.1963 г. В нем тема «Союз» звучит уже четко и убедительно. Основной объект документа — комплекс, состоящий из последовательно выводимых и стыкующихся на орбите разгонного РБ, кораблей — танкеров для его заправки и КК «Союз». После того как баки РБ заполняются топливом, доставляемым «танкерами», производится запуск ЖРД этого блока и разгон «Союза» с целью облета Луны. Пристыкованный к РБ «Союз», состоящий из бытового отсека (БО) со стыковочным узлом, спускаемого аппарата и приборно — агрегатного отсека (ПАО), осуществлял разгон «хвостом вперед». Двигательная установка «Союза» в полете использовалась для коррекций траектории. После облета Луны при возвращении к Земле происходило разделение отсеков корабля, и СА выполнял управляемый спуск и посадку в заданном районе Советского Союза. В этом проспекте «Союз» уже имел близкую к современной форму.

В проспекте ставились две основные задачи: отработать стыковку и сборку на орбите и облететь Луну пилотируемым аппаратом. По мнению С. П. Королева, увязка решений по двум этим задачам обеспечивала приоритет СССР в деле освоения космоса. Работам по теме «Союз» был дан «зеленый свет».

В связи с разработкой варианта прямого облета Луны кораблем Л1 программа «Союз» была нацелена на отработку сближения и стыковки КК с последующим переходом членов экипажа из корабля в корабль. Эскизный проект «Союза», подписанный в 1965 г., отражал уже новые тактико — технические требования к кораблю. Отработка «Союза» в беспилотной варианте была начата 28 ноября 1966 г. запуском спутника «Космос-133». После неудачной попытки запуска беспилотного «Союза» в декабре 1966 г., окончившейся аварией РН и срабатыванием системы аварийного спасения на старте, 07 февраля 1967 г. орбитальный полет с посадкой в Аральское море совершил второй беспилотный КК «Союз» («Космос-140»).

Первый пилотируемый полет на КК «Союз-1» совершил 23-24 апреля 1967 г. летчик — космонавт В. М. Комаров, однако из — за отказа парашютных систем при спуске полет окончился катастрофой. Первая автоматическая стыковка была выполнена 30 сентября 1967 г. беспилотными кораблями — спутниками «Космос-186» и «-187» и повторена 15 апреля 1968 г. кораблями — спутниками «Космос-212» и «-213». После беспилотного полета КК «Союз» (спутник «Космос-238»), запущенного 28 августа 1968 г., начались регулярные полеты «Союзов». Фактически задача программы «Союз» — стыковка пилотируемых КК с переходом космонавтов через космос — была выполнена 16 января 1969 г. в ходе полета кораблей «Союз-4» и «-5» с космонавтами В. А. Шаталовым, Б. В. Волиновым, А. С. Елисеевым и Е. В. Хруновым. Оставшиеся корабли «Союз» были перенацелены [3] на выполнение технологических экспериментов в групповом полете («Союз-6», «-7» и «-8» с космонавтами Г. С. Шониным, В. Н. Кубасовым, А. В. Филипченко, В. Н. Волковым, В. В. Горбатко, В. А. Шаталовым и А. С. Елисеевым) и длительного полета («Союз-9» с космонавтами А. Г. Николаевым и В. И. Севастьяновым, запущен 1 июня 1970 г.) продолжительностью 17,7 суток. Два последних КК «Союз», на которых предполагалось отработать систему сближения для лунного комплекса ЛЗ, остались невостребованными.

Проект «Спираль»

(ОКБ-155)

В начале 60-х годов в ОКБ-155 Госкомитета по авиационной технике (ГКАТ) под руководством А. И. Микояна начались исследования комбинированных воздушно-космических систем, сочетающих в себе черты самолетов и ракет. В 1965 г. был подписан план работ по теме «Спираль» и аванпроект системы. Руководителем темы был назначен заместитель главного конструктора Г. Е. Лозино — Лозинский.

Основной целью программы «Спираль» было создание пилотируемого орбитального самолета (ОС) для выполнения прикладных задач в космосе, а также для обеспечения возможности регулярных и безопасных перевозок по маршруту Земля-орбита-Земля. Для запуска ОС в космос предполагалось создать воздушно-орбитальную систему (рис. 3), состоящую из многоразового гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) и одноразового двухступенчатого ракетного ускорителя.

Рассматривались два варианта ГСР с четырьмя многорежимными турбореактивными двигателями (ТРД), работающими на жидком водороде (более перспективный вариант) или на керосине (более консервативный вариант). ГСР использовал для старта с взлетно-посадочной полосы разгонную тележку и применялся для разгона системы до гиперзвуковой скорости, соответствующей числу Маха М-6 (для первого варианта) или М-4 (для второго). Разделение ступеней системы предполагалось произвести на высоте 28-30 км или 22-24 км соответственно. Далее в действие вступал и ускоритель с ЖРД, а ГСР возвращался к месту старта.

Самолет-разгонщик представлял собой сравнительно крупногабаритный самолет, построенный по схеме «летающее крыло», большой стреловидности с вертикальными стабилизирующими поверхностями на концах крыла. Блок ТРД располагался под фюзеляжем и имел общий регулируемый сверхзвуковой воздухозаборник. В верхней части фюзеляжа ГСР на пилоне крепился ОС с ракетным ускорителем, носовая и хвостовая части которого закрывались обтекателями.

Орбитальный самолет проектировался по схеме «несущий корпус» треугольной формы в плане и был значительно меньше самолета-разгонщика. Он имел стреловидные консоли крыла, которые при выведении и в начальной фазе спуска с орбиты занимали вертикальное положение, а при планировании поворачивались, увеличивая несущую площадь. Ускорителем ОС выводился на низкую околоземную орбиту высотой порядка 130 км и выполнял на ней 2-3 витка. Он мог совершать маневр по изменению наклона плоскости и высоты орбиты. После выполнения полета ОС совершал вход в атмосферу, спуск на гиперзвуковой скоростью при большом угле атаки с возможностью большого бокового маневра, а затем, после снижения скорости, раскрывал крыло, планировал и садился на любой аэродром. Для защиты корпуса ОС от нагрева при входе в атмосферу применялся нижний металлический теплозащитный экран, установленный на шарнирных подвесках, который выполнял некоторые силовые функции. При входе в атмосферу сложенные консоли крыла располагались в аэродинамической «тени» фюзеляжа.

Рис. 3. Аппараты, разработанные по проекту «Спираль»: а — воздушно-орбитальная система: 1 — ДУ самолёта-разгонщика; 2 — ускоритель; 3 — орбитальный самолёт; 4 — самолёт-разгонщик; б — пилотируемый аппарат-аналог; в — аппарат БОР-4; г — аппарат БОР-5

Для выведения ОС на орбиту после отделения от ГСР имелся ускоритель, представляющий собой двухступенчатую ракету с кислородно-водородными или с кислородно-керосиновыми ЖРД.

Для маневрирования ОС на орбите использовался основной, а также два аварийных ЖРД. Для ориентации и управления служили микродвигатели с автономной системой подачи. Все ракетные двигатели ОС работали на топливе азотный тетраксид — несимметричный диметилгидразин (АТ-НДМГ). Для маневрирования самолета на конечном участке планирования (дотягивание до ВПП, заход на второй круг в случае невозможности посадки с первого захода) предназначался ТРД, работающий на керосине, посадка осуществлялась на лыжное шасси.

Одной из отличительных черт проекта ОС была бортовая ЭВМ для навигации и автоматического управления полетом.

Рассматривалась возможность аварийного спасения пилота ОС на любом участке полета с помощью кабины-капсулы фарообразной формы, имеющей механизм катапультирования из ОС, парашют и тормозные двигатели для входа в атмосферу (в случае невозможности возвращения на Землю с орбиты всего самолета) и навигационный блок.

Для натурной отработки конструкции и основных систем ОС проектировался одноместный экспериментальный орбитальный самолет многоразового применения. Он строился по аналогичной схеме, имел несколько меньшие размеры и массу и должен был выводиться на орбиту при помощи РН «Союз».

Для испытания конфигурации ОС на атмосферных участках полета предназначались самолеты-аналоги, оснащенные ТРД и стартующие с самолета-носителя Ту-95. Один из аналогов должен был совершать полет на дозвуковой скорости, второй — на скорости, соответствующей числу М-6-8.

Основной особенностью системы «Спираль» была большая относительная масса полезной нагрузки (ПН), в 2-3 раза превышающая относительную массу ПН обычных одноразовых РН. Стоимость же выведения ПН предполагалась в 3-3,5 раза ниже. Кроме того, достоинствами системы были возможность широкого выбора диапазона направлений старта, маневрирование в космосе и самолетная посадка в сложных метеорологических условиях.

Проект «Спираль» предусматривал проведение широкого круга работ. По плану создание дозвукового самолета-аналога начиналось в 1967 г., гиперзвукового аналога — в 1968 г. Экспериментальный аппарат должен был впервые выводиться на орбиту в беспилотном варианте в 1970 г. Первый пилотируемый полет его намечался на 1977 г. Работы по ГСР должны были начаться в 1970 г. В случае принятия решения о создании самолета-разгонщика на водороде постройку его предполагалось развернуть в 1972 г. В середине 70-х годов могли начаться полеты полностью укомплектованной системы «Спираль».

Для исследований характеристик устойчивости и управляемости ОС на различных участках полета и оценки теплозащиты были построены летающие модели аппарата в масштабе 1:3 и 1:2, получившие название «беспилотные орбитальные ракетопланы» («БОР»), с жестко зафиксированными консолями крыла. Широкая программа испытаний аппаратов включала их продувку в аэродинамических трубах ЦАГИ и стендовую отработку, имитирующую различные режимы и этапы полета. Затем начались бросковые испытания, в которых аппараты «БОР» с помощью ракет выводились на баллистическую траекторию полета, имитирующую вход в атмосферу и посадку.

Несмотря на строгое технико-экономическое обоснование, руководство страны интереса к теме «Спираль» не проявляло, что отрицательно сказывалось на сроках выполнения программы, которые растянулись на многие годы. Постепенно программа «Спираль» была переориентирована на летные испытания аппаратов-аналогов без перспектив создания на их базе реальной системы. В 1976 г. с началом работ по программе «Энергия»-«Буран» судьба проекта «Спираль» была окончательно предрешена.

Однако испытания аппаратов-аналогов, созданных в рамках программы «Спираль», продолжались. Пилотируемый самолет-аналог был готов к дозвуковым полетам в середине 70-х годов. Его летные испытания начались с коротких полетов аппарата в мае 1976 г.: с помощью собственного ТРД самолет-аналог совершал взлет с ВПП и вскоре после этого шел на посадку. В этих полетах принимали участие летчики-испытатели А. Фастовец, И. Волк, В. Меницкий и А. Федотов. 11 октября 1976 г. аппарат совершил перелет с одной ВПП аэродрома на другую.

В 1977 г. начались испытания аппарата-аналога с подъемом его на высоту с помощью самолета-носителя Ту-95К — сначала без сброса с самолета. 27 октября 1977 г. был проведен первый воздушный старт аналога с

самолета-носителя; пилотировал аппарат А. Фастовец. В 1978 г. было проведено еще пять полетов самолета-аналога на дозвуковой скорости. Окончание летных испытаний аналога в сентябре 1978 г. положило конец программе «Спираль».

Для отработки решений, положенных в основу концепции многоразового орбитального корабля (ОК) «Буран», было решено использовать задел, накопленный в рамках программы «Спираль». Для этого с существенной модификацией были использованы аппараты «БОР». Они оснащались новой системой теплозащиты, близкой по характеристикам к теплозащите ОК «Буран», и сбрасываемой тормозной ДУ для схода с орбиты. Системное оснащение ракетоплана из-за его крайне малых размеров было предельно упрощено. Полет после входа в атмосферу — планирующий, с последующим спуском на парашюте на воду.

В момент, когда разработка ОК «Буран» приближалась к своей кульминации, для испытания теплозащитных материалов корабля 3 июня 1982 г. с космодрома Капустин Яр с помощью РН «Космос» под обозначением спутника «Космос-1374» был запущен аппарат «БОР-4». Совершив 1,25 витка по орбите, ракетоплан выполнил вход в атмосферу с боковым маневром на дальность 600 км, полет и приводнение в 560 км от архипелага Кокосовы острова в Индийском океане, где дежурившие там семь кораблей спасения подобрали «БОР-4» из воды. Спасательные операции были засняты на фото пленку австралийским патрульным самолетом «Орион», находившимся в этой зоне.

Второй орбитальный полет аппарата «БОР-4» под обозначением «Космос-1445» состоялся 15 марта 1983 г. Ракетоплан приводнился в 556 км южнее тех же Кокосовых островов и был успешно спасен советскими кораблями. Третий полет ракетоплана «БОР-4» («Космос-1517») был выполнен 27 декабря 1983 г. На этот раз в качестве места посадки был выбран не Индийский океан, а Черное море. Корабли слежения засекли включение тормозной ДУ аппарата, когда тот находился над Южной Атлантикой.

4 июля 1983 г. была запущена первая модель ОК «Буран» в уменьшенном масштабе («БОР-5», или «Б-5») для подтверждения реальной конфигурации корабля. Цельнометаллический миниатюрный орбитальный корабль, снабженный датчиками и регистрирующей аппаратурой, совершил суборбитальный полет с космодрома Капустин Яр. Впоследствии было проведено еще пять суборбитальных полетов аппарата «Б-5».

Последний раз ракетоплан «БОР-4» был запущен 19 декабря 1984 г. под обозначением «Космос-1614». Как и в предыдущем запуске, «БОР-4» приводнился в Черном море после одновиткового полета по орбите.

Проект корабля ЛК-1 для облёта Луны

(ОКБ-52)

С 1960 г. ОКБ В. Н. Челомея, находившееся в составе ГКАТ, начало разработку ракетно-космических систем. С участием предприятий ГКАТ, а также других предприятий оборонной промышленности в ОКБ В. Н. Челомея к 1964 г. были созданы первые в мире маневрирующие аппараты «Полет» и разработаны исследовательские ИСЗ «Протон» и РН для вывода их на орбиту, в том числе мощная ракета УР500К «Протон».

Кроме беспилотных объектов, ОКБ активно вело разработку пилотируемых КК, называемых ракетно- и космоланами. В рамках таких проектов предполагалось создать корабли, обеспечивающие полет человека в космическом пространстве и безопасное возвращение его на Землю. В разгар работ над космоланами 3 августа 1964 г. В. Н. Челомеем был подписан аванпроект корабля ЛК-1 с одним космонавтом для облета Луны по петлеобразной траектории.

Предполагалось, что запуск ЛК-1 будет производиться мощной трехступенчатой РН УР500К. Опираясь на характеристики носителя, проектанты рассматривали корабль, состоящий из трех блоков: разгонного, приборно-агрегатного и возвращаемого аппарата (ВА), напоминающего по форме американский КК «Джемини» (находящийся в передней части корабля, он закрывался обтекателем).

Спасение космонавта в случае аварии РН предполагалось осуществлять путем увода ВА с помощью пороховой аварийной двигательной установки (АДУ), которая крепилась сверху ВА.

Имея коническую форму, ВА обладал небольшим аэродинамическим качеством, позволяющим ему осуществлять управляемый спуск со второй космической скоростью в атмосфере Земли при приемлемых

перегрузках и с посадкой в заданном районе территории Советского Союза.

Электропитание систем КК предполагалось осуществлять с помощью солнечных батарей, которые раскрывались после выхода корабля на траекторию полета к Луне.

При рассмотрении проекта ЛК-1 обращает на себя внимание достаточно малая масса и небольшие габариты ВА. Постепенно оптимизируя характеристики систем КК и носителя, проектантам удалось увеличить эту массу и разместить в ВА еще одного космонавта. Работы по кораблю ЛК-1 были прерваны в конце 1965 г, вследствие ориентации лунной программы на корабль Л1 разработки ОКБ-1.

Космический корабль Л1 для облёта Луны (ОКБ-1)

Опираясь на ранее проведенные исследования по темам «Союз» и Н1, а также ознакомившись с работами ОКБ-52 В. Н. Челомея по РН УР500К и кораблю ЛК-1, С. П. Королев 15 декабря 1965 г. на совещании главных конструкторов представил аванпроект корабля Л1 для облета Луны. Согласно этому проекту предполагалось осуществить облет кораблем «Союз» в облегченном варианте. Запуск корабля с околоземной орбиты осуществлялся бы при помощи разгонного блока «Д». Выведение комплекса «разгонный блок-корабль» на низкую околоземную орбиту должно было осуществляться носителем УР500К.

Преимущество проекта С. П. Королева перед проектом В. Н. Челомея заключалось в том, что у ОКБ-1 уже был опыт в разработке и создании пилотируемых КК «Восток» и «Восход» и шла успешная работа по программе «Союз», проводимая широким фронтом в этот период времени. Кроме того, определенную роль в решении о начале работ по проекту Л1 сыграл большой авторитет С. П. Королева.

Как и проект ЛК-1 программа Л1 предусматривала облет Луны и возвращение на Землю КК с экипажем из двух человек. Из за малых сроков, отводимых на реализацию программы, предусматривалось максимальное использование существующей наземной базы, документации и материальной части программы «Союз». Жесткие лимиты, налагаемые носителем УР500К и блоком «Д», ограничивали массу корабля Л1 величиной в 5,1-5,2 т. По этим причинам проектанты были вынуждены всячески облегчить «Союз», стараясь при этом сохранить показатели его надежности. Так, в частности, с корабля были сняты бытовой отсек, часть систем СА (в том числе запасная парашютная система) и часть систем ПАО (одна из четырех секций в каждом «крыле» солнечных батарей и дублирующий ЖРД сближающе-корректирующей ДУ). Вместе с тем в конструкцию «Союза» были внесены существенные изменения, позволяющие использовать его для облета Луны. Были модернизированы система ориентации и управления движением система управления бортовым комплексом аппаратуры, система радиосвязи с Землей, введена остроуправляемая антенна. Увеличено число реактивных сопел, управляющих движением СА на участке спуска в атмосфере. Теплозащитный экран СА был доработан в расчете на нагрев при спуске со второй космической скоростью.

На атмосферном участке выведения корабль Л1 был закрыт аэродинамическим обтекателем, специально разработанным для этих целей. В случае аварии носителя уход СА предполагалось осуществить с помощью системы аварийного спасения (САС) имеющей более мощную ДУ, чем САС корабля «Союз». Так как бытовой отсек корабля «Союз» на аппарате Л1 отсутствовал, захват спускаемого аппарата ложементами обтекателя в момент включения двигательной установки САС должен был осуществляться за специальный опорный конус, пристыкованный в верхней части СА. Через люк в головном обтекателе, проход в центре этого конуса и люк в СА космонавты на старте попадали в корабль. На околоземной орбите перед включением блока «Д» опорный конус сбрасывался.

Тренировки космонавтов по программе Л1 начались задолго до того, как были готовы первые экземпляры корабля. Проводились они поначалу на наземных аналогах СА «Союз», оснащенных новыми приборами управления, среди которых выделялось впервые примененное индикаторное поле. Космонавты отмечали удобство работы с новой аппаратурой, но и сетовали на тесноту СА, в котором предполагалось провести семь суток полета.

Первые пуски кораблей Л1 должны были ознаменовать собой еще и начало испытаний нового, трехступенчатого варианта ракеты УР500, которая до этого четыре раза (из них три раза успешно) стартовала в двухступенчатом варианте. Однако получилось так, что с самого начала своей жизни носитель УР500К был

испытан не в трех-, а в четырехступенчатом варианте. Блок «Д», взятый из комплекса Н1-Л3 разработки ОКБ-1 и частично залитый топливом, стал четвертой ступенью новой РН.

Первый (макетный) экземпляр корабля Л1, предназначенный для наземных испытаний, проходил проверки в составе комплекса УР500К-Л1 на космодроме Байконур в январе 1967 г. Второй экземпляр был запущен на околоземную орбиту 10 марта 1967 г. под обозначением «Космос-146». Этот пуск, в котором впервые использовалась четырехступенчатая РН УР500К с блоком «Д» в качестве последней ступени, преследовал целью испытание разгонного блока. Корабль Л1 был запущен в упрощенном варианте. За время полета аппарата было проведено два включения ЖРД блока «Д».

Дальнейшей программой работ предполагалось осуществить еще несколько пусков кораблей Л1 в беспилотном варианте, обозначив эти корабли общим названием «Зонд». В случае успешного выполнения беспилотных облетов Луны двумя-тремя КК и накопления необходимого опыта управления кораблем на большом удалении от Земли можно было начинать пилотируемую программу Л1. В ходе этой программы космонавты должны были выполнить два-три облета Луны и опередить в этом деле американцев. Полеты беспилотных лунных кораблей по американской программе начались 5 июля 1966 г. стартом макета корабля «Аполлон-2» на околоземную орбиту[4].

Параллельно с испытанием кораблей Л1 в беспилотном варианте предполагалось провести широкую программу научных исследований, включающих фотографирование Земли и Луны из космоса, исследование радиационной обстановки на трассе полета и в окололунном пространстве, изучение космических лучей и эксперименты с различными биологическими объектами.

В апреле 1967 г. под индексом «Космос-154» на околоземную орбиту был выведен третий экземпляр корабля Л1. Из-за отказа в системе управления, приведшего к преждевременному сбросу двигателей системы обеспечения запуска, не включилась основная двигательная установка блока «Д».

С запуска 28 сентября 1967 г. четвертого корабля начала показывать «норов» новая ракета УР500К — из шести двигателей первой ступени РН работали только пять, и носитель был подорван. В этом полете впервые сработала система аварийного спасения. При выведении пятого корабля 22 ноября того же года первая ступень носителя отработала штатно, но из четырех двигателей второй ступени вышли на режим только три. Снова сработала САС, возвратившая СА корабля на землю. При спуске СА на парашюте на большой высоте неожиданно сработали РДТТ мягкой посадки.

Наконец 2 марта 1968 г. при запуске шестого корабля РН отработала удачно и космический аппарат, получивший официальное наименование «Зонд-4», смог облететь Луну и сфотографировать ее[5]. Фактически только этот запуск стал первым зачетным. Однако из-за сбоев в работе одного из датчиков системы управления движением перед входом в атмосферу Земли и разделением отсеков не было необходимой ориентации, поэтому спуск СА был баллистическим и в незапланированный район, из-за чего СА был подорван с помощью системы самоликвидации.

23 апреля 1968 г. при запуске седьмого корабля после сброса головного обтекателя на участке работы второй ступени РН из-за короткого замыкания в одном из блоков системы автоматического управления КК на участке максимального скоростного напора сработала САС. 14 июля 1968 г. при подготовке восьмого КК Л1 к старту, который должен был состояться 21 июля, на Земле из-за нерасчетного режима наддува лопнул бак окислителя блока «Д» и запуск не состоялся.

Вторым «зачетным» стал запуск девятого КК Л1, который 15 сентября 1968 г. был выведен на траекторию облета Луны под обозначением «Зонд-5» и произвел фотографирование Земли с расстояния 85000 км. Уже при возвращении к Земле из-за ошибки операторов вышли из строя от нагрева гиролатформа и датчик ориентации. Коррекция траектории производилась с помощью микродвигателей ориентации, и СА корабля при баллистическом спуске произвел посадку в Индийском океане. Аппарат был извлечен из воды советским поисково-спасательным судном.

Десятый корабль («Зонд-6»), стартовавший 10 ноября 1968 г., облетел Луну на расстоянии 2400 км от поверхности и два раза сфотографировал ее — с расстояния 9000 км и при максимальном сближении. При возвращении корабля произошла разгерметизация корпуса СА по резиновому уплотнению что, однако, не помешало СА совершить управляемый спуск в атмосфере Земли на территорию Советского Союза. На участке парашютного спуска была зафиксирована разгерметизация парашютного контейнера по той же причине. Кроме того, произошел преждевременный отстрел стренг парашюта, и СА разбился о землю. Однако фотопленки удалось извлечь из смятых бронированных кассет и получить высококачественные снимки Земли

и Луны.

Надежды космонавтов «лунного отряда» на то, что им удастся в скором времени совершить облет Луны, быстро таяли под напором все новых и новых нештатных ситуаций, выявляемых при очередном запуске. Пилотируемые пуски по программе Л1 откладывались, Распутывая причины аварий и преодолевая трудности, наша программа со временем отстала от американской. Запущенный носителем «Сатурн-5» 21 февраля[6] 1968 г. корабль «Аполлон-8» с экипажем в составе Ф. Бормана, Дж. Ловелла и У. Андерса 24 февраля выполнил облет Луны. Политический смысл продолжения облетной программы Л1 был потерян...

Однако пущенный маховик остановить сразу практически невозможно. Отменить программу, получив лишь весьма удовлетворительные результаты, было нельзя. Кроме того, корабли построены, носители ждут, график полетов необходимо соблюдать...

20 января 1969 г. из-за неполадок в работе ЖРД второй и третьей ступеней РН снова пришлось подрывать носитель. Сработавшая САС возвратила на Землю СА одиннадцатого корабля Л1. 8 августа 1969 г. двенадцатый КК под обозначением «Зонд-7» совершил облет Луны на расстоянии 1230 км от поверхности и дважды сфотографировал Землю и Луну. Практически никаких замечаний к работе систем корабля не было, и 14 августа после проведения успешного управляемого спуска в атмосфере Земли его СА приземлился южнее города Кустаная всего лишь в 50 км от расчетной точки. Теоретически именно этот запуск мог (в лучшем случае) быть пилотируемым, но руководство «добро» на запуск человека после триумфа «Аполлона-8» давать не захотело...

Полеты по программе Л1 были закончены 20 октября 1970 г. запуском тринадцатого по счету корабля, получившего обозначение «Зонд-8», который после облета Луны на расстоянии около 1200 км при возвращении через Северный полюс из-за отказа датчика ориентации совершил баллистический спуск в Индийском океане. Четырнадцатый и пятнадцатый корабли, оборудованные для пилотируемого облета Луны, так и остались невостребованными.

Лунный комплекс Л3

(ОКБ-1)

Одной из задач носителя Н1, согласно первоначальному эскизному проекту, было проведение экспедиции на Луну по двухпусковой схеме. Предполагалось, что запущенные при двух стартах носителя блоки стыкуются на околоземной орбите, образуя корабль, большая масса которого позволит осуществить прямой полет к Луне. В этом случае весь корабль производит посадку на лунную поверхность, а после пребывания на Луне его взлетная часть со спускаемым аппаратом осуществляет старт и возвращение к Земле. Такой вариант экспедиции не был самым экономичным, но представлялся надежным и легко реализуемым.

При разработке лунных кораблей как в СССР, так и в США оценивались различные варианты экспедиции, включая разделение КК на функциональные части. Как показал последующий ход событий, в США оптимальным был признан вариант с разделением корабля на окололунной орбите. Однако первоначально и в Америке главным был именно «прямой» вариант. Его приняли за основу при подготовке программы «Аполлон», предложенной в середине 1961 г. после заявления президента Дж. Кеннеди о том, что Америка планирует осуществить высадку человека на Луну до начала следующего десятилетия.

Оценивая это заявление и ход программы «Аполлон», С. П. Королев вышел с предложением об ускорении работ по осуществлению лунной экспедиции в Советском Союзе. Теперь предполагалось, увеличив мощность ракеты-носителя Н1 и оптимизировав характеристики лунного корабля, осуществить экспедицию по однопусковой схеме.

Предэскизный проект лунного комплекса Н1-Л3 был подписан С. П. Королевым 25 декабря 1964 г. Согласно этому проекту советская экспедиция с высадкой на Луну одного космонавта при одновременном пребывании на окололунной орбите второго космонавта должна была состояться в 1967–1968 гг. с использованием одной РН Н1 и комплекса кораблей Л3.

Лунная экспедиция по проекту Н1-Л3 должна была проходить следующим образом. Носитель Н1 стартовой массой около 2750 т выводил на низкую околоземную орбиту высотой 220 км комплекс Л3 массой 91,5 т. Так

как при создании носителя предполагалось использовать ранее разработанный эскизный проект, проектанты могли пойти лишь на минимальную коррекцию параметров, заложенных в этот первоначальный проект. Масса комплекса ЛЗ оказалась близка к максимально возможной массе ПН варианта РН Н1 с 30 ЖРД на первой ступени.

Комплекс ЛЗ, установленный под головным обтекателем Н1, представлял собой связку из двух ракетных блоков и двух КК. На вершине связки находился лунный орбитальный корабль. Большую часть полета экипаж комплекса проводил в его жилых отсеках.

Лунный орбитальный корабль (ЛОК) был разработан на базе КК «Союз» и состоял из СА, имеющего форму фары, бытового отсека новой конструкции с выходным люком увеличенного проходного сечения и приборно-агрегатного отсека цилиндрической формы с расширяющейся конической «юбкой», внутри которого помещался сферический топливный блок основной двигательной установки (ОДУ или блок «И») корабля ЛОК. Блок, разделенный общей перегородкой, служил баком для долгохраняемого самовоспламеняющегося топлива (АТ-НДМГ).

Как и на КК «Союз», спасение космонавтов комплекса ЛЗ в случае аварии РН осуществлялось путем увода верхней части корабля (в данном случае БО и СА корабля ЛОК) с помощью СДС, имеющей мощную твердотопливную ДУ. Отличие систем спасения лунного комплекса и КК «Союз» заключалось в том, что стабилизация уводимой части головного обтекателя с БО и СА комплекса ЛЗ достигалась за счет конической уводимой части и балансировочного груза, укрепленного наверху ДУ САС. РДТТ этой системы уводил СА на весьма значительное расстояние, что диктовалось гораздо большей массой РН и, как следствие, большей мощностью взрыва в случае аварии ракеты.

Имея много общего с КК «Союз», ЛОК отличался более сложной электроникой (системы управления, стыковки, связи и телеметрии), мощными источниками питания на топливных элементах, реактивной системой управления с двухкомпонентными ЖРД малой тяги и основной ДУ, разработанной практически заново.

Коническая «юбка» ПАО ЛОКа стыковалась с цилиндрической обечайкой, внутри которой находился лунный посадочный корабль (ЛК). Завершением сборки служили два мощных ракетных блока. Следует отметить, что высокоэкономичные ЖРД блоков, как и двигатели Н1, работали на нетоксичном кислородно-керосиновом топливе. Старт с околоземной орбиты осуществлялся с помощью блока «Г», который за 480 с работы выводил комплекс ЛЗ на траекторию полета к Луне, а потом отделялся от него.

Далее все маневры на долунной траектории, связанные с изменением скорости, проводились с помощью ЖРД многократного включения блока «Д» тягой 8,6 тс. Этот двигатель осуществлял коррекцию траектории полета, переход комплекса на окололунную орбиту высотой 110 км с последующим понижением этой высоты до 16 км. Затем следовали проверки систем комплекса и отделение ЛОКа.

До этого момента ЛК находился внутри цилиндрического переходника, а экипаж комплекса осуществлял управление полетом из жилых отсеков ЛОКа. Перед отделением ЛОКа один из членов экипажа в полужестком скафандре «Кречет» осуществлял переход через открытый космос с использованием манипулятора-штанги в кабину корабля ЛК. Второй член экипажа подстраховывал первого и был готов в любую минуту прийти к нему на помощь. Для этого он был одет в скафандр «Орлан» и находился в разгерметизированном БО корабля ЛОК, использовавшемся в качестве шлюзовой камеры.

Для людей, знакомых как с американским космическим кораблем «Аполлон», так и с последующими советскими пилотируемыми аппаратами, решение с переходом через открытый космос кажется несколько странным. Однако в данном случае оно вплотную переплетается со специфической компоновкой комплекса ЛЗ и со стремлением проектантов уменьшить количество перестроений кораблей за всю экспедицию, сведя к минимуму число стыковок. При углубленном анализе решения, принятые проектантами, представляются вполне логичными. Кроме того, не следует забывать, что программа «Аполлон» закладывалась на глазах советских разработчиков. Следовательно, причины, повлиявшие на принятые решения, были вескими.

При разработке КК «Союз» задача о внутреннем переходе космонавтов через люк-лаз в стыковочном устройстве не ставилась. При закладке комплекса ЛЗ было решено, что, коль скоро на Луне одному из членов экипажа все равно предстоит выход в открытый космос, этот же космонавт сможет перейти из ЛОКа в ЛК через космос. Вдобавок, уйдя от внутреннего перехода и необходимости соединения электрических и пневматических магистралей кораблей в общую сеть, проектанты пошли еще дальше и предложили оригинальное стыковочное устройство, рассчитанное исключительно на одну стыковку. Оно состояло из

активного агрегата и пассивного агрегата (плоский сотовый шестиугольник). При этом отпадали высокие требования по точности и соосности совмещения кораблей. «Активному» кораблю (ЛОК) достаточно было просто попасть штырем в любое место на плоскости «пассивного» стыковочного агрегата, помещающегося на ЛК. Штырь пронзал соты, а «лапы» прижимали корабли, давая надежную механическую связь, достаточную для обратного перехода космонавта из кабины ЛК в ЛОК. Этим было не только сэкономлено несколько сот килограммов массы, но и развязаны очень многие «узкие места» в проекте.

Посадочный корабль ЛК состоял из сферической герметизированной кабины, в которой космонавт стоял перед приборной доской и посадочным иллюминатором, будучи зафиксирован в этом положении при помощи специального приспособления. Как и в американском корабле, для экономии массы кресло в кабине ЛК отсутствовало. В кабине помещалась часть систем жизнеобеспечения, различные приборы индикации и т. п. Большая часть аппаратуры была вынесена из кабины в герметичный цилиндрический приборный отсек, смонтированный снаружи задней части кабины. В верхней части кабины находился стыковочный агрегат и блоки микро-ЖРД ориентации. В нижней части кабины помещался ракетный блок «Е», лунное посадочное устройство (ЛПУ) и дополнительные приборные отсеки.

После того как один из космонавтов занимал место в кабине ЛК, ЛОК отделялся от цилиндрического переходника. Затем переходник «стаскивался» с посадочного корабля. В баках блока «Д», защищенных мощной криогенной теплоизоляцией, оставалось еще достаточно топлива. После включения его двигателя связка из этого РБ и корабля ЛК сходила с орбиты и тормозилась. На высоте приблизительно 1,5–2 км торможение заканчивалось сбросом пустого блока «Д». Начиная с этого момента, ЛК осуществлял автономный полет.

Маневры по снижению ЛК, зависанию над лунной поверхностью и мягкой посадке осуществлялись с помощью однокамерного ЖРД блока «Е» тягой 2050 кгс, имеющего возможность глубокого дросселирования и широкий диапазон регулирования тяги. Двигатель работал на топливе. АТ-НДМГ и был задублирован двухкамерным ЖРД примерно той же тяги.

Такая схема посадки корабля ЛК также отличается от американской. Она была продиктована прежде всего большим удельным импульсом ЖРД блока «Д» и как следствие, его высокой экономичностью. Кроме того, не было необходимости разрабатывать специальную посадочную ступень, которая должна использоваться для гашения большей части скорости при сходе аппарата с окололунной орбиты и мягкой посадке.

Итак, ЛК зависал на высоте нескольких десятков метров над поверхностью Луны. Его двигатель позволял производить маневрирование при заходе на посадку (также в пределах нескольких десятков метров) для ухода корабля от россыпей камней или склона кратера. Как показали наземные эксперименты на аппарате-аналоге, посадка на крутой склон кратера очень опасна для ЛК и может привести к опрокидыванию корабля, что равнозначно невозможности возвращения космонавта к ЛОКу.

Космонавт визуально выбирал место для посадки, и через несколько секунд ЛК опускался на поверхность. Вся процедура посадки с момента отделения от ЛК блока «Д» занимала чуть больше минуты. Возможности по маневрированию ЛК над лунной поверхностью были крайне ограничены. В случае невозможности мягкой посадки предполагалось увеличить тягу ЖРД до максимальной и выводить ЛК на окололунную орбиту для встречи с ЛОКом.

При нормальной посадке ЛК опускался на поверхность Луны с помощью лунного посадочного устройства, состоящего из кольца, окружающего блок «Е», и четырех посадочных опор, прикрепленных к кольцу. Посадочные опоры («ноги») были в принципе аналогичны посадочным опорам лунного модуля корабля «Аполлон» или опорам советской автоматической станции «Луна-16» и состояли из цилиндрических стоек с сотовыми энергопоглощающими элементами, подкосов, воспринимающих боковые нагрузки, и тарельчатых опор для посадки на поверхность. Параметры ЛПУ определялись на Земле в ходе серии экспериментов по посадке аппарата-аналога на грунты с различными механическими свойствами.

Для предотвращения подскока и переворачивания ЛК при посадке на лунную поверхность использовались четыре РДТТ «прижатия», которые включались в момент контакта опор ЛПУ с грунтом. Эффективность такого способа фиксации корабля также была подтверждена на Земле как при земной тяжести, так и на стенде, имитирующем лунную силу тяготения.

После посадки ЛК начинались операции на лунной поверхности. Посадочный корабль был рассчитан на автономное существование в течение 72 ч. Из них 48 ч он мог находиться на поверхности Луны, однако во

время самых первых полетов это время должно было измеряться лишь несколькими часами. Ресурс скафандра позволял космонавту работать вне корабля около полутора часов. После посадки космонавт определял состояние систем корабля и готовился к выходу. Для этого он проверял герметичность скафандра и разгерметизировал кабину. Открыв люк, находящийся по левому борту, космонавт выходил на площадку ЛПУ и спускался по трапу на лунную поверхность.

Операции на Луне должны были состоять в водружении государственного флага СССР, разворачивании научных приборов, заборе образцов грунта и фотографировании ландшафта, а также в ведении телерепортажей с лунной поверхности. Арсенал научных приборов советского космонавта был крайне ограничен малой массой грузов, которые мог нести ЛК.

Сложную проблему, связанную с пребыванием на Луне одного человека, составляла возможность падения космонавта на спину. В этом случае человека громоздком наддутом скафандре уподоблялся перевернутой черепахе. Из такой губительной ситуации проектанты вышли достаточно остроумно, снабдив космонавта легким обручем типа хула-хуп, который он одевал, сходя на лунную поверхность. Обруч закреплялся в фиксаторе на поясе скафандра, располагался в основном сзади и не мешал работе. Если космонавт падал на спину, обруч позволял быстро перекатиться на бок или грудь и нормально встать. Это приспособление было испытано на самолете в условиях, имитирующих лунную тяжесть.

После кратковременного визита на поверхность космонавт поднимался обратно в кабину, фиксировал в ней загерметизированный контейнер с образцами лунного грунта и фиксировался сам, а затем наддувал кабину воздухом. После этого он мог выйти из скафандра и отдохнуть. Далее следовали операции по подготовке к возвращению.

В момент, диктуемый расположением ЛОКа на окололунной орбите относительно ЛК на Луне, рвались электро-, пневмо- и механические связи ЛПУ с блоком «Е». Далее включался двигатель этого блока и ЛК взмывал над Луной. После короткого участка вертикального подъема траектория выведения ЛК плавно изгибалась, и он практически параллельно поверхности выходил на низкую окололунную орбиту. Здесь пилот ЛОКа, выступающего в роли «активного» корабля, осуществлял сближение и стыковку, используя для этого мощную радиосистему поиска и выпуклый иллюминатор в БО для визуального наблюдения за стыковкой. При маневрировании ЛОКа применялся ЖРД многократного включения тягой 417 кгс, установленный в центре хвостовой части блока «И». После стыковки космонавт из ЛК переходил через открытый космос в БО орбитального корабля, унося с собой контейнер с образцами.

Ненужный больше ЛК отбрасывался, а ЛОК с помощью мощного двухкамерного ЖРД тягой 3300 кгс, камеры которого монтировались по бокам от двигателя маневрирования, выходил на траекторию полета к Земле. Перед самым возвращением на Землю происходило разделение отсеков корабля, и СА входил в атмосферу. После управляемого спуска с небольшими перегрузками он совершал посадку в заданном районе СССР.

Для отработки комплекса ЛЗ перед полетом космонавтов была проведена огромная программа наземных испытаний как агрегатов и систем, так и кораблей в целом. Кроме наземных испытаний, проводились генеральные репетиции работы ЛК в условиях космического полета. Для испытаний ЛК на околоземной орбите был создан его беспилотный вариант Т2К. Агрегаты и системы Т2К в основном соответствовали системам лунного корабля. Для запуска аппарата использовалась РН «Союз» со специально разработанным оригинальным «надкалиберным» обтекателем, однако посадочные опоры корабля под обтекатель не входили и на варианте Т2К отсутствовали.

Первый запуск Т2К состоялся с космодрома Байконур 24 ноября 1970 г. и получил обозначение «Космос-379». После выхода на низкую околоземную орбиту высотой 192–232 км и отделения от последней ступени РН примерно через 3,5 сут был включен ЖРД блока «Е», который в режиме глубокого дросселирования несколько увеличил скорость аппарата, имитируя зависание корабля ЛК над лунной поверхностью. Вследствие этого маневра высота апогея орбиты аппарата увеличилась до 1210 км, а период обращения до 99 мин. После различных проверок бортовой аппаратуры с имитацией пребывания на Луне через четверо суток было сброшено ЛПУ и двигатель блока «Е» включен во второй раз. В режиме максимальной тяги он увеличил скорость более чем на 1,5 км/с, имитируя выход ЛК на окололунную орбиту для встречи с ЛОКом. Вследствие этого маневра высота апогея орбиты Т2К увеличилась до 14035 км, а период обращения до 4 ч. После этого аппарат некоторое время находился в режиме стабилизации, имитируя маневры при встрече и стыковке с ЛОКом.

Второй запуск аппарата состоялся 26 февраля 1971 г. Он получил наименование «Космос-398». Вторая

программа орбитального полета аппарата Т2К в основном повторяла первую. В результате двух включений ЖРД блока «Е» корабль оказался на орбите высотой 203-10903 км. В третьем орбитальном полете («Космос-434», 12 августа 1971 г.) включение ЖРД аппарата в дроссельном режиме было самым продолжительным за три полета, а после второго включения корабль перешел на орбиту высотой 186-11804 км.

Успешные запуски аппаратов Т2К подтвердили высокую надежность систем и аппаратуры ЛК и возможность его использования для полета человека на Луну.

В связи с пусками Т2К интересно отметить, что в начале 80-х годов беспокойство западной общественности вызвало сообщение о предстоящем падении отработавшего советского ИСЗ «Космос-434». Иностранные наблюдатели выдвигали версию о том, что на спутнике якобы установлен ядерный реактор. Однако из-за того, что этот аппарат был запущен в период «лунной гонки», маневрировал на орбите и передавал телеметрические сигналы, присущие советским пилотируемым КК, некоторые западные обозреватели считали, что он является автоматическим вариантом пилотируемого корабля. Затем, при постепенном погружении в атмосферу, спутник в конце концов сгорел над Австралией.

Чтобы рассеять опасения в связи с этим событием, официальный представитель Министерства иностранных дел СССР заверил Канберру, что на борту «Космоса-434» не было радиоактивных материалов и что спутник представлял собой просто «экспериментальный блок лунного модуля»! Естественно, это было именно то, о чем всегда говорили западные наблюдатели.

Термином «лунный модуль» (или по-русски «лунная кабина») обозначался блок космического корабля «Аполлон», предназначенный для посадки на Луну. Ясно было, что основным назначением аппарата типа спутника «Космос-434» являлся полет в пилотируемом, а не в беспилотном варианте.

Несколько раньше полетов Т2К по околоземной орбите начались летные испытания Н1. В январе 1968 г. на стартовой позиции космодрома Байконур было установлено макетное изделие Н1, предназначенное для наземной отработки систем и тренировки расчетов стартового комплекса. И вот, наконец, в пятницу 21 февраля 1969 г. в 12 ч 17 мин 55 с по московскому времени был осуществлен первый запуск ракеты-носителя Н1 (первое летное изделие № 3Л), в качестве полезной нагрузки на ракете вместо ЛОКА и ЛК был установлен упрощенный аппарат корабля Л1.

Во время подъема, в промежуток от 3-й до 10-й секунды, по ложной команде системы «КОРД» выключились исправные ЖРД № 12 и 24 блока «А». На 66-й секунде из-за повышенной вибрации, вызванной акустическими нагрузками, оборвался трубопровод подачи окислителя в газогенератор одного из ЖРД; при вытекании жидкого кислорода в хвостовом отсеке начался пожар. Ракета могла бы продолжать полет, так как пожар развивался достаточно медленно, но на 70-й секунде по общей команде были выключены все ЖРД блока «А». Как считают разработчики двигателей, логика команды на отключение всей системы была в этом случае неверна. Сработала САС; спускаемый аппарат корабля Л1, который должен был в этом полете облететь Луну, приземлился в нескольких десятках километров от старта.

Причиной аварии явилась недостаточная отработка двигателей из-за отсутствия вибростенда для испытаний.

Второй старт ракеты Н1 (изделие № 5Л, полезная нагрузка — упрощенный корабль Л1) состоялся в четверг, 3 июля 1969 г., ночью. Через 0,4 с после команды «контакт подъема» из-за попадания в насос окислителя металлического предмета взорвался ЖРД № 8 блока «А». При взрыве была перебита бортовая кабельная сеть, повреждены соседние двигатели и начала разрушаться нижняя часть ступени. Возник пожар в хвостовом отсеке, и произошло заваливание ракеты. Вновь сработала САС. Полет продолжался 18 с. ЖРД остальных секторов в эти секунды работали устойчиво. Ракета упала на стартовый стол, взорвалась и разрушила стартовый комплекс.

Причина аварии была выяснена после экспертизы обломков носителя. Еще при стендовой отработке ЖРД выявилась восприимчивость двигателей к попаданию крупных (десятки мм) металлических предметов в насос окислителя. Они повреждают его крыльчатку и разрушают насос, мелкие металлические предметы (стружка, опилки и т. п.), проходящие через насос и сгорающие в газогенераторе, образуют на лопатках турбины интерметаллидные соединения, разрушающие лопатки. Неметаллические предметы (резина, ветошь и пр.), попавшие на вход турбонасосного агрегата, остановки двигателя не вызывали. У изделия № 5Л фильтров на входе в насосы не было. Кроме того, система промывки огромных баков и трубопроводов Н1 еще не была отработана. После установки фильтров на изделия № 8Л аварий подобного рода не должно было быть. Кроме

того, это изделие имело мощную фреоновую систему пожаротушения, новые двигатели в многоразовом исполнении и модифицированную систему «КОРД». Ракета значительно потяжелела, но подобные пожары были исключены.

Третий пуск ракеты Н1 (изделие № 6Л, нагрузка — макетные ЛОК и ЛК) был осуществлен со второго (неповрежденного) стартового комплекса космодрома Байконур в воскресенье 27 июня 1971 г. Вскоре после старта из-за возникновения неучтенных газодинамических моментов (типа вихрей и встречных потоков) в донной части ракета стала поворачиваться по крену. Скорость и угол поворота постоянно нарастали. На 39-й секунде гиropлатформа системы управления РН стала на упоры, а на 48-й секунде из-за больших крутящих моментов началось разрушение блока «Б». Система аварийного спасения была макетная и, естественно, не сработала. На 51-й секунде, когда угол поворота достиг 200°, по команде системы «КОРД» выключились все двигатели первой ступени.

При расследовании причин аварии было установлено, что крутящий момент достиг величины 43 тс. м, и рулевые сопла управления по крену не смогли его парировать. Двигательная установка в этом пуске работала нормально.

Четвертый старт (изделие № 7Л, оснащенное для улучшения управляемости по каналу крена на первой и второй ступенях дополнительными рулевыми ЖРД; полезная нагрузка — штатный ЛОК и макетный ЛК) был проведен в четверг 23 ноября 1972 г. Старт и подъем проходили штатно. На 90-й секунде по циклограмме выключились шесть ЖРД центральной двигательной установки (ЦДУ) блока «А». Далее, предположительно из-за больших нестационарных нагрузок, вызванных гидравлическим ударом в момент резкого выключения ЦДУ, разрушились трубопроводы подачи топлива в ЖРД ЦДУ, и начался пожар. Авария развивалась в течение 1–2 с. Ракета продолжала полет и взорвалась на 107–110 с, когда пожар в хвостовом отсеке достиг критической точки. Незадолго до этого сработала САС.

Как было установлено в ходе расследования, резкое выключение ЖРД приводит к возникновению колебаний столба жидкости в подводных трубопроводах. Они разрушаются, и большое количество топлива проливается на отключенные, но еще горячие двигатели, а также в отсек с работающими ЖРД. Неизбежны пожар, взрыв... Необходимо либо плавно выключать ЖРД, либо устанавливать демпферы колебаний в подводных трубопроводах, что и предполагалось сделать в изделии № 8Л.

По мнению многих специалистов, для получения контрольных результатов полета необходимо было предусмотреть по команде с Земли снятие блокировок с системы разделения ступеней, срочно отделять поврежденную первую ступень (блок «А») и запускать ЖРД второй ступени. Первая ступень «недобрала» из-за оставшихся 7 с работы всего 165 м/с, что вполне можно было компенсировать, увеличив время работы последующих ступеней, а также немного снизив высоту орбиты выведения ПН.

К сожалению, работы по проекту Н1-Л3 так и не смогли набрать полного темпа, а после высадки американских астронавтов на Луну интерес руководства СССР к этой программе и вовсе упал. Работы были приостановлены, а впоследствии фактически заморожены. Намеченный на август 1974 г пятый запуск ракеты, Н1 (изделие № 8Л) с существенно улучшенными показателями надежности и со штатным комплексом Л3 (последний должен был осуществить полет к Луне по полной программе, но в беспилотном варианте) так и не был осуществлен. Со сменой руководства ЦКБЭМ программа Н1-Л3 была свернута.

Проект корабля ЛК-700 для посадки на Луну

(ОКБ-52)

После того как программа пилотируемого облета Луны была передана из ОКБ-52 в ОКБ-1, В. Н. Челомей, стремясь наверстать упущенное и составить конкуренцию проекту Н1-Л3, пытался выйти с проектом корабля для посадки на Луну. Этот корабль был рассчитан на ракету — носитель УР-700 грузоподъемностью свыше 130 т, проработка аванпроекта которой велась в филиале № 1 ОКБ-52. На пленарном заседании экспертной комиссии (16.11.1966 г.), рассматривавшей ход работ по программе Н1-Л3, В. Н. Челомей представил предложение по созданию корабля ЛК-700 (см. рис. на последней стр. обложки).

Концепция этого корабля была во многом неожиданна. Стремясь предельно упростить операции, связанные с перестроением корабля, и тем самым увеличить надежность экспедиции, В. Н. Челомей

предлагал осуществить прямой полет на Луну. Однако, как показывали расчеты, для этого необходимо было создать ракету — носитель, приблизительно в 1,5 раза превосходящую по грузоподъемности Н-1. Над проектом такой ракеты в ОКБ-52 начинали работать практически одновременно с разработкой ракеты — носителя средней грузоподъемности УР-500К («Протон»). Основным требованием к новому носителю была возможность его поблочной перевозки с завода — изготовителя на космодром, где производилась быстрая сборка, проверка и запуск ракеты.

Схема «прямой» экспедиции по проекту УР-700-ЛК-700 практически не отличалась от «прямого» варианта проекта «Нова» — «Аполлон», от которого американцы отказались в конце 1961 г. Она предусматривала выведение на околоземную орбиту космического корабля с разгонным блоком и последующий старт его к Луне. Торможение и выход КК на окололунную орбиту, а также сход с нее и гашение основной скорости выполнялись с помощью специального тормозного блока. На высоте нескольких километров от поверхности Луны тормозной блок сбрасывался, а мягкое прилунение корабля на посадочные опоры осуществлялось дросселированием ЖРД взлетного блока, как это делается в лунном корабле ЛК программы Н1-Л3. ЖРД всех блоков, так же как и двигатели ракеты — носителя УР-700, должны были работать на топливе АТ — НДМГ.

Два космонавта корабля ЛК-700 находились в возвращаемом аппарате, напоминающем ВА, разработанный для облетной программы УР-500К — ЛК-1.

После выполнения задач полета, связанных с пребыванием экипажа на Луне, осуществлялось отделение посадочных приспособлений и запуск ЖРД взлетного блока с работой его на полной тяге. После старта с Луны корабль ЛК700 мог либо сначала выйти на окололунную орбиту, а потом стартовать с нее к Земле (один вариант проекта), либо сразу же выходить на траекторию полета к Земле (второй вариант). После проведения с помощью ЖРД взлетного блока коррекции траектории полета перед подлетом к Земле должно было производиться отделение ВА с последующим входом в атмосферу, управляемым спуском и парашютной посадкой.

Опираясь на разработки, сделанные в ОКБ-52, В. Н. Челомей пытался убедить руководство отрасли в том, что при финансовой поддержке, используя задел, созданный в предыдущих работах, его ОКБ сможет быстро реализовать программу и обеспечить приоритет СССР в высадке на Луну. В этом его поддерживали В. П. Глушко и некоторые главные конструкторы. Однако экспертная комиссия сочла такое заявление слишком смелым и разрешила только проведение эскизного проектирования комплекса УР-700-ЛК-700. Разработка корабля и носителя, выполняемая в рамках обычных научно — исследовательских работ, продолжалась до начала семидесятых годов, когда программа освоения Луны была переориентирована с пилотируемых на беспилотные полеты.

В. Н. Челомей предлагал после этого довольно амбициозный проект корабля МК-700 для полета к Марсу, рассчитанный на запуск с помощью сверхмощной РН УР-700М грузоподъемностью 240 т. Однако уже при разработке предложений по этой программе стало ясно, что эффект воздействия первого полета человека на Марс на общественное мнение будет непропорционально мал по сравнению с материальными затратами, положенными в основу полета. Проект дальнейшего развития не получил.

Проект лунного ракетно-космического комплекса Н1-Л3М

(ЦКБЭМ)

Видя, с какой неохотой руководство отраслью продолжает финансирование не оправдавшего его престижных надежд проекта Н1-Л3, для развития «лунной темы» ОКБ-1 по предложению В. П. Мишина разрабатывает улучшенный вариант лунного ракетно-космического комплекса Н1-Л3М, для чего предполагалось форсировать носитель Н1 и создать новый корабль для экспедиции на Луну по двухпусковой схеме. По расчетам проектантов получалось, что при финансировании, не выходящем за рамки обычного финансирования стандартной программы Н1-Л3, к 1978-1980 гг. в СССР появлялась возможность постепенного развития необходимой инфраструктуры для создания лунной базы и проведения лунных экспедиций средней продолжительности (до 3 месяцев).

Одной из самых больших трудностей проекта Н1-Л3 признавалась недостаточная надежность стыковки ЛОКа со взлетевшим с лунной поверхности кораблем ЛК из-за малых возможностей радиоэлектронных систем кораблей, слабого знания условий навигации вблизи Луны и невозможности оказания космонавтам

всесторонней поддержки с Земли, как это делается при стыковке кораблей на орбите ИСЗ. Требовались новые решения.

Так как грузоподъемность даже форсированного варианта Н1 не позволяла в кратчайший срок реализовать прямую экспедицию на Луну, было решено разработать модифицированный вариант, при котором тормозной блок и лунный корабль запускаются на околоземную орбиту при отдельных пусках Н1, а затем индивидуально, с помощью собственных РБ, выводятся на траекторию полета к Луне. При раздельном старте с околоземной орбиты отпадает необходимость создания одного мощного РБ. Стыковка производится после их выхода на окололунную орбиту. При этом стыковка ЛК и тормозного блока происходит в первый период экспедиции. Т. е. еще до посадки на лунную поверхность. В случае невозможности стыковки лунный корабль с помощью собственной ДУ без особого риска стартует с окололунной орбиты по направлению к Земле. При успешном осуществлении стыковки тормозной блок используется для схода корабля с окололунной орбиты и гашения большей части скорости. Мягкая посадка производится с помощью ДУ и посадочных опор корабля. В дальнейшем схема полета напоминала схему экспедиции, предлагаемой ЦКБМ по проекту УР700-ЛК700.

В программе Н1-ЛЗМ предусматривалось широкое использование задела, разработанного в рамках программы Н1-ЛЗ. Просматривались различные варианты лунного корабля. Так, при одном из них космонавты при старте с Земли находились в СА, укрепленном в верхней части корабля. При выполнении операций в полете и перед прилунением они переходили через надувной рукав-лаз в бытовой отсек корабля, смонтированный под СА. В другом варианте над ДУ корабля был установлен коконообразный обитаемый блок (ОБ), внутри верхней части которого крепился СА. Большая часть служебной аппаратуры корабля находилась в герметизированном цилиндрическом приборном отсеке внутри ОБ. Во время разнообразных операций в полете и на лунной поверхности космонавты выходили из СА и работали во внутренних объемах ОБ, обеспечивающих не только свободный доступ к приборам управления, но и хороший обзор, облегчающий выбор места посадки. При возвращении к Земле перед входом в атмосферу производилось разделение ОБ и выход из него СА.

К 1972 г. выяснилась крайняя незаинтересованность высшего руководства страны в исследовании Луны человеком. После успешного выполнения американской программы «Аполлон» лунная программа потеряла свою престижность. Кроме того, в связи с задержкой и постепенным замораживанием проекта Н1-ЛЗ программа освоения Луны была переориентирована на беспилотные исследования с постепенным уменьшением количества полетов автоматических станций к Луне и последующим сворачиванием к 1976 г. и этой программы.

Орбитальные станции «Алмаз» и «Салют»

(ЦКБМ и ЦКБЭМ)

Идея пилотируемой космической станции, предложенная К. Э. Циолковским, начала находить свое воплощение в набросках аппаратов, предназначенных для длительного пребывания человека в космическом пространстве, сделанных С.П.Королевым еще до запуска первого ИСЗ. Впоследствии эти мысли вылились в исследования по теме «Союз». Королев предполагал в будущем реализовать эту идею, но большая загруженность другими работами не позволила ему сделать это.

В США работы по орбитальным станциям вскоре после их начала получили четкую военную ориентацию. Чтобы не отстать от Америки в этих вопросах, в Советском Союзе к середине 60-х годов проводились научно-исследовательские работы по созданию пилотируемых станций. Кроме ОКБ-1, в котором предполагалось с помощью сборки на орбите создать станцию, в работу включилось ОКБ-52 под руководством В. Н. Челомея.

Начало работ над проектом орбитальной станции в ОКБ-52 можно отнести к 12 октября 1964 г., когда генеральный конструктор предложил сотрудникам предприятия заняться созданием посещаемой орбитальной пилотируемой станции (ОПС) со сменяемым экипажем из 2-3 человек и сроком существования год-два. Станция предназначалась для решения задач научного, народнохозяйственного и оборонного значения и выводилась на орбиту носителем УР500К. Эскизный проект ОПС, а точнее, ракетно-космической системы, получившей наименование «Алмаз» был принят в 1967 г. межведомственной комиссией из 70 известных ученых и руководителей КБ и НИИ промышленности и Министерства обороны.

«Алмаз» был задуман как космический наблюдательный пункт с комфортабельными условиями для экипажа и хорошим оснащением аппаратурой наблюдения, точной системой ее наведения, способный следить как за лесными пожарами и загрязнением морей и рек, так и за перемещениями военных сил.

Для доставки на станцию экипажа и запасов разрабатывался свой транспортный корабль снабжения (ТКС), рассчитанный на вывод той же ракетой УР500К. Вначале предполагалось снабдить и станцию и ТКС аналогичными возвращаемыми аппаратами (рис. 4), рассчитанными на спуск экипажа с орбиты, но вскоре от этой идеи отказались. ВА остался только на транспортном корабле.

Рис. 4. Первоначальный проект системы «Алмаз»: 1 и 7 — возвращаемые аппараты; 2 и 4 — солнечные батареи; 3 — функционально-грузовой блок ТКС; 5 — станция «Алмаз»; 6 — радиолокатор бокового обзора

Станция «Алмаз» была приспособлена для длительной работы экипажа из трех человек. Конструктивно гермоотсек ОПС разделялся на две зоны, которые можно условно назвать зоной большого и зоной малого диаметров. Зона малого диаметра располагалась в передней части станции и закрывалась при выведении коническим головным обтекателем. Далее шла зона большого диаметра. Стыковка транспортных КК должна была осуществляться с задней торцевой части ОПС, где находилась сферическая шлюзовая камера (ШК), соединявшаяся с гермоотсеком большим переходным люком. В задней части ШК размещался пассивный стыковочный узел, в верхней — люк для выхода в открытый космос, в нижней — люк в камеру, из которой можно было спускаться на Землю капсулы с материалами исследований. Капсула имела свою пороховую ДУ, парашютную систему, сбрасываемый теплозащитный экран и спускаемый отсек с маяком. Стабилизация ее перед включением ДУ осуществлялась закруткой после необходимой ориентации перед выпуском со станции. Вокруг ШК размещались агрегаты двигательных установок ОПС, разворачиваемые антенны и две большие панели солнечных батарей. Хвостовая часть станции с ШК закрывалась конусообразным щитом из экранно-вакуумной теплоизоляции.

В передней части гермоотсека в зоне малого диаметра размещался бытовой отсек экипажа со спальными местами, столиком для приема пищи, креслом для отдыха и иллюминаторами для обзора.

За бытовым — рабочий отсек с пультом управления, рабочим местом, оптическим визиром, позволяющим останавливать бег земной поверхности и наблюдать отдельные детали, панорамно-обзорное устройство для широкого обзора Земли, перископическое устройство для осмотра окружающего космического пространства. Задняя часть гермоотсека была занята аппаратурой наблюдения и системой управления.

Большой оптический телескоп для наблюдения Земли занимал место позади рабочего отсека от пола до потолка ОПС. Предполагалось, отсняв участки суши или моря, проявить фотопленку прямо на станции, просмотреть ее и наиболее интересные кадры передать по телевизионному каналу. Остальную пленку можно было спустить на Землю в капсуле.

Учитывая, что в период проектирования ОПС «Алмаз» в США велись работы над различного рода космическими инспекторами-перехватчиками спутников, на станции были приняты меры для защиты от подобных перехватчиков и буксировщиков: ОПС оснащалась авиационной скорострельной пушкой конструкции А. Э. Нудельмана. Ее можно было навести в нужную точку через прицел, поворачивая станцию. Нападать на кого-либо «Алмаз», конечно, не мог — это было лишь средство самозащиты.

Работы по ракетно-космической системе «Алмаз» распределялись так: проект в целом, сама станция и ВА корабля ТКС разрабатывались в головной организации В.Н.Челомея — Центральном конструкторском бюро «Машиностроение» (ЦКБМ), ТКС (его функционально-грузовой блок) — в филиале № 1 ЦКБМ. Там же создавалась ракета УР500К. Станция, корабль и носитель должны были изготавливаться на машиностроительном заводе им. Хруничева.

На первом этапе создания системы «Алмаз» экипажи на ОПС должны были доставляться КК «Союз». В этом вопросе было налажено взаимодействие между ЦКБМ и ОКБ С. П. Королева (ЦКБЭМ).

Перед создателями комплекса «Алмаз» со стороны заказчика были поставлены очень сложные задачи по характеристикам аппаратуры, надежности и длительности ее функционирования. И если к концу 1969 г. график работ по созданию корпусов ОПС и некоторых служебных систем соблюдался четко, то работы над приборным составом станции затянулись.

К 1970 г. были созданы корпуса восьми стендовых и двух летных блоков ОПС и велась наземная отработка систем станции. Был определен состав экипажей для полетов на станцию, тренировки которых велись в Центре подготовки космонавтов.

Однако по определенным причинам под нажимом руководства министерства общего машиностроения изготовленные корпуса, оснастка, часть аппаратуры и документация были переданы в ЦКБЭМ, где на основе ОПС «Алмаз» с применением систем КК «Союз» в кооперации с филиалом № 1 ЦКБМ менее чем за год была создана долговременная орбитальная станция (ДОС) — «Изделие 17К».

ДОС отличалась от ОПС переходным отсеком в передней части зоны малого диаметра, к которому производилась стыковка КК «Союз». В хвостовой части станции был установлен модифицированный ПАО корабля «Союз». Энергопитание станции предполагалось осуществлять с помощью четырех небольших солнечных батарей, также взятых с КК «Союз» и смонтированных попарно в районе зоны малого диаметра и ПАО. В приборном отношении ДОС также имела очень мало общего с ОПС «Алмаз»: последняя была гораздо более насыщена аппаратурой.

В связи с ускорением работ по ДОС для полетов к станции в ЦКБЭМ была спешно разработана транспортная модификация корабля «Союз», имеющая стыковочный агрегат новой конструкции.

ДОС-1 была запущена 19 апреля 1971 г. под названием «Салют». Для доставки экипажа на станцию 23 апреля 1971 г. стартовал КК «Союз-10», однако его экипаж (В.А.Шаталов, А.С.Елисейев и Н.Н.Рукавишников), состыковавшись со станцией, перейти в нее не смог из-за дефекта в узле стыковки. Второй экипаж стартовал 6 июня 1971 г. на корабле «Союз-11». На этот раз космонавты Г.Т.Добровольский, В.Н.Волков и В.И.Пацаев перешли в станцию «Салют». После 24-суточной работы на станции экипаж корабля «Союз-11» при возвращении на Землю из-за разгерметизации СА трагически погиб...

С учетом работы первой станции «Салют» была подготовлена ДОС-2, попытка запуска которой 29 июля 1972 г. была неудачной из-за аварии носителя на участке работы второй ступени.

Тем временем в ЦКБМ и на заводе им. Хруничева шла работа над первой ОПС «Алмаз». Наземная обработка станции при комплексном испытании всех систем была завершена к 1973 г.

После трехмесячной подготовки к старту первая станция «Алмаз» 3 апреля 1973 г. была запущена на орбиту и получила наименование «Салют-2». При выполнении автономного полета, в котором были проверены все системы станции, на 13-е сутки полета произошла разгерметизация ее корпуса с постепенным отказом всех систем. После анализа телеметрической информации наиболее вероятной причиной аварии была признана неисправность, возникшая в ДУ и приведшая к возникновению пробойны в корпусе ОПС. Станция «Салют-2» постепенно сошла с орбиты и упала в океан.

В это время на заводе им. Хруничева велось строительство «ДОС-3», которая имела некоторые отличия от станций «ДОС-1 и -2». В частности, предполагалось использовать на станции три большие поворачивающиеся солнечные батареи, предназначенные для ТКС, что более чем вдвое увеличивало мощность систем электропитания и избавляло от необходимости поддерживать ориентацию станции на Солнце. Станция имела отличия и в приборно-агрегатном составе. После выведения на орбиту 5 ноября 1973 г. в системе ориентации и управления движением ДОС произошли сбои по ионным датчикам, приведшие к выработке всего топлива двигателями ориентации. Станция, получившая обозначение «Космос-637», некоторое время совершала пассивный полет. После выдачи команды на подъем орбиты ДОС из-за неправильной ориентации вошла в атмосферу и прекратила свое существование.

Работа над ОПС «Алмаз» продолжалась. После подробного анализа работоспособности систем при полете станции «Салют-2» 25 июня 1974 г. на орбиту под названием «Салют-3» выведена ОПС «Алмаз-2», в конструкцию которой были введены меры по повышению ее надежности. Автономный полет станции протекал успешно. 3 июля[7] 1974 г. летчики-космонавты П. Р. Попович и Ю. П. Артюхин на корабле «Союз-14» благополучно состыковались со станцией и перешли в нее. Станция (рис. 5) начала работать в пилотируемом режиме.

Рис. 5. Станция «Салют-3» (ОПС-2 «Алмаз»): 1 — корабль «Союз-14»; 2 — станция «Алмаз»

После успешного выполнения программы полета 19 июля 1974 г. экипаж на корабле «Союз-14» возвратился на Землю. СА приземлился в районе Джебказгана.

26 августа 1974 г. к ОПС стартовал корабль «Союз-15» с экипажем в составе Г. В. Сарафанова и Л. С. Демина, однако из-за неисправности в системе сближения стыковка со станцией не удалась. 28 августа СА корабля приземлился в районе Целинограда. Других КК «Союз» для продолжения работ с ОПС выделено не было.

Станция «Салют-3», полностью выполнив автономный полет по основной и дополнительной программам, 24 января 1975 г. по командам с Земли была спущена с орбиты и затоплена в Тихом океане.

Запуск ДОС-4 под обозначением «Салют-4» был произведен 26 декабря 1974 г. Необходимо отметить, что если мощности завода позволяли вести изготовление параллельно двух типов станций- «Алмаз» и ДОС, то управлять одновременно двумя пилотируемыми станциями в космосе командно-измерительный комплекс в то время был не в состоянии. Управление даже одной станцией требовало круглосуточной напряженной работы всех наземных пунктов, особенно в периоды пилотируемых полетов. Поэтому запуски станций «Салют» производились в определенной очередности. На станцию «Салют-4» были осуществлены две экспедиции космонавтов на кораблях «Союз-17» (старт 11 января 1975 г., экипаж А. А. Губарев, Г. М. Гречко, посадка 9 февраля 1975 г.) и «Союз-18» (старт 24 мая 1975 г., экипаж П. И. Климук и В. И. Севастьянов, посадка 26 июля 1975 г.). 5 апреля 1975 г. к станции был запущен экипаж в составе В. Г. Лазарева и О. Г. Макарова, однако из-за неисправности при сбросе хвостового отсека третьей ступени РН корабль «Союз» на орбиту не вышел. Космонавты совершили в СА полет по баллистической траектории и приземлились через 21,5 мин после старта.

С целью проведения ресурсных испытаний агрегатов и систем в совместном длительном полете на станцию «Салют-4» 17 ноября 1975 г. был запущен беспилотный КК «Союз-20». ДОС «Салют-4» прекратила существование 3 февраля 1977 г. Запуск ОПС «Алмаз-3» («Салют-5» состоялся 22 июня 1976 г., 7 июля 1976 г., на борту корабля «Союз-21» на станцию был доставлен экипаж в составе Б. В. Воынова и В. М. Жолобова. Работа экипажа должна была проходить в течение примерно двух месяцев, однако из-за резкого ухудшения самочувствия В. М. Жолобова полет был прерван 24 августа 1976 г. После проведения анализа работы космонавтов объединенная медицинская комиссия пришла к заключению, что наблюдавшийся в полете синдром явился результатом перегрузки экипажа, эмоционального напряжения. Отмечалось хроническое недосыпание космонавтов, нарушение режима физтренировок, недостаточная психологическая поддержка с Земли.

Для доказательства пригодности станции «Салют-5» к дальнейшей эксплуатации 14 октября 1976 г. к ней был направлен экипаж в составе В. Д. Зудова и В. И. Рождественского на корабле «Союз-23». Однако стыковка КК с ОПС не удалась из-за неисправности в антенне головки самонаведения системы сближения КК. 7 февраля 1977 г. стартом КК «Союз-24» с экипажем в составе В. В. Горбатко и Ю. Н. Глазкова была наконец подтверждена возможность дальнейшей работы с ОПС. После выполнения программы полета 25 февраля 1977 г. экипаж вернулся на Землю.

Станция «Салют-5» завершила свой полет 8 августа 1977 г., когда после выдачи тормозного импульса вошла в плотные слои атмосферы над заданным районом Тихого океана.

Уже на начальном этапе работ на станциях первого поколения стало ясно, что их возможности ограничены запасами расходуемых компонентов. Одновременно в двух ОКБ, возглавляемых В. П. Мишиным и В. Н. Челомеем, появилась идея создания станции с двумя стыковочными узлами и возможностью дозаправки ДУ топливом в полете. Эта идея была реализована на станциях второго поколения («Салют-6 и -7» (рис. 6), созданных в филиале № 1 ЦКБМ, преобразованном в самостоятельное КБ «Салют».

Рис. 6. Станция «Салют-7»: 1 — корабль «Союз»; 2 — станция «Салют-7»; 3 — солнечные батареи увеличенной площади; 4 — ТКС «Космос-1443»

ЦКБМ подготовило к запуску ОПС-4 «Алмаз-4», оснащенную значительно более совершенным комплектом аппаратуры, имеющую увеличенное время существования и улучшенные характеристики. Однако затяжка программы «Алмаз» и последующее ее закрытие не позволили реализовать возможности нового аппарата[8].

В. Н. Челомей вышел с предложением о разработке тяжелой усовершенствованной ОПС с двумя стыковочными агрегатами. Наиболее важной отличительной чертой этого проекта было то, что экипаж из 4-5 человек должен был выводиться совместно с ОПС в возвращаемом аппарате больших размеров, установленном в передней части станции. Дальнейшая работа ОПС должна была обеспечиваться запусками ТКС, которые могли причаливать к двум стыковочным агрегатам станции. Для запуска такой ОПС предполагалось разработать специальную РН грузоподъемностью свыше 35 т. Однако средств для финансирования проекта нового носителя и ОПС не нашлось, и работы по пилотируемым станциям «Алмаз» к 1978 г. были закрыты. В СССР продолжалась только одна программа создания пилотируемых станций, в которой участвовало НПО «Энергия», преобразованное из ЦКБЭМ, и КБ «Салют», которыми была создана орбитальная станция третьего поколения «Мир», выведенная на орбиту 20 февраля 1986 г.

Несмотря на закрытие работ по пилотируемой тематике, ЦКБМ продолжало разработку ОПС «Алмаз», на этот раз в беспилотном варианте. За счет отказа от систем, связанных с пребыванием на станции космонавтов, на станции удалось разместить большой комплекс аппаратуры для дистанционного исследования Земли, в том числе уникальный радиолокатор бокового обзора с высоким разрешением. Подготовленная к старту в 1981 г. автоматическая станция «Алмаз» пролежала в одном из цехов монтажно-испытательного корпуса космодрома Байконур до 1985 г. После многолетних задержек, не связанных с работами по ОПС, была предпринята попытка запуска этой станции, оказавшаяся неудачной из-за отказа системы управления РН «Протон».

Рис. 7. Автоматическая станция «Алмаз-1»: 1 — антенны сброса информации на Землю; 2 — дополнительный бак с топливом для ДУ, 3 — модифицированный вариант ОПС «Алмаз»; 4 — солнечные батареи; 5 — радиолокатор бокового обзора; 6 — антенна сброса информации через спутник-ретранслятор

18 июля 1987 г. состоялся удачный запуск автоматического варианта ОПС «Алмаз», который получил обозначение «Космос-1870». Высококачественные радиолокационные изображения земной поверхности, полученные со спутника, были использованы в интересах обороны и народного хозяйства СССР. И наконец 31 марта 1991 г. модифицированный автоматический вариант ОПС разработки ЦКБМ со значительно улучшенными характеристиками бортовой аппаратуры был выведен на орбиту под своим настоящим именем «Алмаз-1» (рис. 7).

Транспортный корабль снабжения

(ОКБ-52)

Для доставки на ОПС «Алмаз» экипажа и запасов в ОКБ-52 разрабатывался транспортный корабль снабжения (ТКС), состоявший из функционально-грузового блока (ФГБ) и ВА и рассчитанный на запуск ракетой УР500К. Дополнительной задачей ТКС являлось использование его ДУ и системы электропитания в длительном совместном полете со станцией. Система управления корабля должна была оставаться в резерве и включиться в управление полетом связки ОПС-ТКС в случае необходимости.

Отличительной чертой ВА было наличие переходного люка в теплозащите днища — самом теплонапряженном месте аппарата.

В отличие от КК «Союз», где спускаемый аппарат располагался под бытовым отсеком, возвращаемый аппарат ТКС занимал верхнее место, чем обеспечивалось его надежное спасение в аварийной ситуации. Такая компоновка потребовала наличия люка в днище ВА для перехода экипажа в ФГБ. Это решение поначалу вызывало (да и сейчас вызывает) сомнения у многих специалистов, однако последующие натурные пуски ВА подтвердили надежность конструкции при спуске с орбиты.

Следует отметить, что конфигурацию ВА унаследовал от своих предшественников, разработанных в рамках программ ЛК1 и ЛК700. Сейчас одним из самых серьезных требований, предъявляемых к аппарату, стала возможность его многократного использования. Для этого специалисты ЦКБМ разработали теплозащиту особого состава, не разрушающуюся при спуске с орбиты.

Стыковочный агрегат ТКС располагался на заднем торце ФГБ в зоне увеличенного диаметра, в которой предполагалось размещать капсулы для сброса информации с ОПС «Алмаз». Космонавты в скафандрах при сближении со станцией должны были располагаться непосредственно у стыковочного агрегата и наблюдать за операциями через иллюминаторы. Это упрощало процедуру стыковки, расширяло обзор и позволяло уйти от системы перископов и телекамер, как на КК «Союз». В случае возникновения при стыковке ударных нагрузок быстрой разгерметизации корпуса ТКС произойти не могло из-за большого внутреннего объема корабля. Стыковочный агрегат ТКС имел конструкцию, принципиально отличающуюся от узла стыковки КК «Союз», кроме того, следует добавить, что агрегат сразу же разрабатывался с внутренним люком-лазом, в то время как эта идея была применена для корабля «Союз» значительно позже.

Агрегаты ДУ, баки с топливом, микродвигатели ориентации, а также солнечные батареи располагались вокруг корпуса ТКС, снаружи зоны малого диаметра, и закрывались при выведении обтекателями.

Для испытаний ВА при входе в атмосферу в ОКБ-52 был создан специальный летный блок — упрощенный

аналог ТКС, состоящий из цилиндрической проставки и двух возвращаемых аппаратов, один из которых крепится сверху проставки, а второй — внутри нее, днищем вверх. После выведения на орбиту ВА разделялись и совершали индивидуальный вход в атмосферу и посадку. На верхнем ВА была установлена пороховая АДУ, которая на штатных образцах корабля служила для увода ВА с космонавтами от РН в случае аварии последней. Для приземления применялась парашютная система из трех парашютов и двигателей мягкой посадки.

Первое удачное испытание аппарата-аналога состоялось 15 декабря 1976 г., когда РН УР500К вывела на орбиту два ИСЗ — «Космос-881 и -882». Выполнив одновитковый полет, ВА успешно приземлились в заданном районе Советского Союза.

Второй запуск[9] летного блока состоялся 30 марта 1978 г. После одновиткового полета ВА, получившие название «Космос-997 и -998», возвратились на Землю.

Третья попытка запуска аналога, предпринятая 5 января 1979 г., была неудачной из-за аварии носителя; САС успешно возвратила на Землю верхний ВА. Последний полет летного блока, запущенного 23 мая 1979 г. под обозначением «Космос-1100 и -1101» напоминал предыдущие полеты за исключением того что верхний ВА совершил два оборота по орбите. Аппараты выполнили раздельный вход в атмосферу с промежутком 90 мин друг от друга.

Первый запуск полностью укомплектованного ТКС для испытания конструкции и систем состоялся 17 июля 1977 г. под обозначением «Космос-929». Через месяц ВА корабля совершил успешный спуск и приземление в заданном районе СССР. Автономный полет ФГБ продолжался до 3 февраля 1978 г.

Второй ТКС запущенный 25 апреля 1981 г. под обозначением «Космос-1267», состыковался со станцией «Салют-6» 19 июня 1981 г. Для совместимости стыковочных агрегатов корабля и станции последним ее экипажем (В. В. Коваленок и В. П. Савиных) перед возвращением на Землю в конусе стыковочного узла станции была оставлена проставка, обеспечивающая стыковку ТКС без закрытия замков агрегата. В таком режиме ТКС совершал полет более 400 дней, корректировал орбиту ДОС и 29 июля 1982 г., после выдачи своей ДУ тормозного импульса, вошел вместе со станцией в плотные слои атмосферы и прекратил существование. До этого 24 мая 1981 г. с ТКС был спущен ВА.

Третий ТКС, запущенный 2 марта 1983 г. под обозначением «Космос-1443», 10 марта состыковался со станцией «Салют-7». В этом полете стыковочные агрегаты обоих аппаратов были модифицированы, что позволило экипажу станции в составе В. А. Ляхова и А. П. Александрова, работая во внутренних отсеках ТКС, разгрузить его. 14 августа 1983 г. была произведена отстыковка ТКС от станции «Салют-7», а 23 августа — спуск ВА с результатами исследований. Полет ФГБ «Космоса-1443» продолжался до 19 сентября 1983 г.

Хотя РН УР500К «Протон» еще во время выполнения программы Л1 «Зонд» получила сертификат на возможность применения в пилотируемых полетах, наличие в ее баках большого количества токсичных компонентов топлива вызывало сомнение в использовании ее для запуска пилотируемых вариантов ТКС. Из-за затяжки в разработке корабля снабжения и в связи с широким развертыванием работ по системе «Энергия»-«Буран» программа ТКС была закрыта. Оставшийся задел был использован в программе создания модулей снабжения и научно-технических модулей станций «Салют-7» и «Мир».

Проекты ракетопланов

(ОКБ-52)

Параллельно с разработкой «космолетов» для полета человека к планетам в ОКБ-52 с начала 60-х годов велись обширные поисковые работы по определению внешнего облика крылатых КК для полета по орбитам ИСЗ и возвращения на Землю. Под руководством В. Н. Челомея рассматривались различные схемы подобных аппаратов, названных ракетопланами. Выявлялась область применения отдельных типов аппаратов, в том числе КК с малым аэродинамическим качеством на гиперзвуковой скорости, типа баллистических или полубаллистических СА и аппаратов со средним качеством типа космических самолетов, которые совершают вход в атмосферу в теплозащитном контейнере, а затем, после прохождения участка наибольшего нагрева, сбрасывают контейнер и совершают планирующий спуск и горизонтальную посадку с использованием раскрывающегося крыла и ТРД. Наибольшие перспективы имели чисто крылатые ракетопланы, позволяющие

осуществлять маневрирование в широком диапазоне скоростей и направлений. Такие аппараты могли бы совершать управляемый спуск с небольшими перегрузками с любой орбиты ИСЗ в заданную точку Советского Союза.

К 1964 г. по заданию ВВС был создан аванпроект одноместного ракетоплана, выведение которого на околоземную орбиту предполагалось осуществить либо с помощью РН «Союз», либо с помощью РН разработки ОКБ-52. Из-за выхода к 1966 г. на первый план работ по комплексу «Алмаз» разработка ракетопланов была временно приостановлена.

После 1975 г. работы ОКБ-52 (ЦКБМ) по крылатым КК были возобновлены. В частности, в 1979 г. были представлены аванпроект и натурный макет легкого космического самолета (ЛКС), предназначенного для выведения на орбиту с помощью УР500К. ОКБ В. Н. Челомея предлагало также проекты ЛКС, имеющих в своем составе, кроме многоразового самолета, одноразовый грузовой отсек для доставки тяжелой ПН на орбиту. Возвращение части нагрузки предполагалось осуществлять во внутреннем отсеке ПН самолета. Эта концепция напоминает западноевропейский проект малоразмерного орбитального самолета «Гермес». Несмотря на то что за рубежом уже велись аналогичные работы, проект показался руководству отрасли слишком смелым и далеко опережающим свое время и не нашел поддержки. В 1981 г. разработка ЛКС была прекращена.

Проект многоразового транспортного корабля вертикальной посадки (НПО «Энергия»)

В 1974 г. В. П. Мишина, возглавляющего ЦКБЭМ после смерти С. П. Королева, сменил В. П. Глушко, который принял решение отказаться от создания ракеты-носителя Н1.

Закрытие работ по Н1 пришлось на период разработки американской многоразовой системы «Спейс Шаттл». Министерство обороны США на скрывало возможности использования этой системы в военных целях. Советские военные, стремясь обеспечить стратегический паритет, заказали ракетно-космическим ОКБ разработку орбитального корабля многоразового использования с аналогичными задачами, возможностями и как следствие тактико-техническими характеристиками.

Из-за некоторого запаздывания по времени первоначально предполагалось создать систему типа американской, состоящую из многоразового крылатого орбитального корабля (ОК) с мощными кислородно-водородными ЖРД, большого одноразового внешнего бака, содержащего топливо для ЖРД ОК, и нескольких многоразовых ускорителей с ЖРД, играющих роль первой ступени. Масса и габариты предполагаемых полезных нагрузок диктовали размеры будущего ОК и, естественно, характеристики всей системы в целом.

Академик В. П. Глушко, еще до прихода в ЦКБЭМ, рассматривал ряд ракет-носителей, образованных путем параллельного соединения различного числа стандартных блоков. На каждом блоке предполагалось установить вновь разрабатываемый четырехкамерный кислородно-керосиновый ЖРД тягой более 700 тс., в котором должны были найти воплощение все передовые решения в области двигателестроения и большой опыт ГДЛ-ОКБ. Эти носители и послужили основой новой концепции советской ракетно-космической системы.

Специалисты, ранее разрабатывавшие КК типа «Союз», видели, что, кроме очевидных и широко известных преимуществ, крупные крылатые ОК имеют и существенные недостатки. Главные из них — большая масса крыла и фюзеляжа, покрытых мощной теплозащитой, и необходимость постройки очень длинных высококачественных и дорогостоящих полос для горизонтальной посадки подобных систем. В то же время широко используемые в десантных войсках парашютно-ракетные системы мягкой посадки показали не только высокую надежность при малой стоимости, но и приемлемые характеристики по точности приземления.

Поэтому в 1974 г. был предложен бескрылый космический аппарат, состоящий из кабины экипажа в передней конической части, цилиндрического грузового отсека в центральной части и конического хвостового отсека с ДУ для маневрирования на орбите. Предполагалось, что после запуска с помощью новой мощной РН и операций на орбите такой аппарат войдет в плотные слои атмосферы и, используя небольшое аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях, которое имеет несущий корпус цилиндрикоконической формы, оснащенный воздушными и газодинамическими рулями, совершит управляемый спуск с заданной

боковой дальностью и парашютную посадку на лыжи с использованием пороховых двигателей мягкой посадки (ДМП) в окончательной стадии.

Наиболее важное отличие такой схемы многоразового транспортного корабля вертикальной посадки (МТКВП) от крылатого ОК типа «Спейс Шаттл» — возможность крепления аппарата к РН не сбоку, а по оси. При этом маршевые двигатели с ОК перемещались из самого аппарата в нижнюю часть кислородно-водородного бака, а вся система превращалась в классическую РН с параллельным расположением ступеней и полезной нагрузкой наверху.

В. П. Глушко смог разглядеть в этой идее рациональное зерно. Уже будучи в должности генерального конструктора нового объединения «Энергия», он поручил разработку маршевого кислородно-водородного ЖРД Воронежскому ОКБ «Химавтоматика». В. П. Глушко понимал, что, не имея такого богатого опыта создания двигателей целиком на криогенных компонентах, какой был у американцев, в скором времени сделать многоразовый ЖРД с нужными параметрами не удастся. А при предлагаемом расположении ПН можно было ограничиться созданием одноразового кислородно-водородного ЖРД. Кроме того, можно было устанавливать на РН одноразовые грузовые контейнеры различных габаритов, предназначенные для вывода на орбиту ПН гораздо большей массы, чем вмещалось в многоразовый аппарат, а также варьировать количество ускорителей, монтируемых вокруг маршевой второй ступени, с двух до восьми (боковое расположение космического аппарата с ПН ограничивало это число максимум четырьмя).

С восемью стартовыми ускорителями и увеличенной второй ступенью ракета-носитель, получившая название «Вулкан», могла бы вывести на орбиту ПН массой 200 т, что позволяло реализовать идею, которую В. П. Глушко вынашивал долгое время, — создать КК для прямой посадки человека на Луну.

Рис. 8. Многоразовый транспортный корабль вертикальной посадки: 1 — подфюзеляжный щиток; 2 — ДУ и система ориентации; 3 — ЖРД ДУ; 4 — стабилизаторы с рулями; 5 — парашютный отсек; 6 — боковые наплывы; 7 — посадочные лыжи; 8 — отсек полезной нагрузки; 9 — кабина экипажа; 10 — носовые ЖРД системы ориентации

Однако время было уже упущено. Руководство не выделяло денег на лунную программу даже в новом ее варианте. Основным и приоритетным стало создание системы типа американского «Спейс Шаттла». При более детальном анализе схемы МТКВП к маю 1970 г. выяснилась необходимость в повышении его гиперзвукового аэродинамического качества для увеличения боковой дальности. Космический аппарат (рис. 8) приобрел специальные треугольные «наплывы», увеличивающиеся к хвосту, в которых разместились двигатели мягкой посадки, лыжные посадочные опоры и приводы воздушные рулей. Впоследствии схема крылатого КК возобладавала и от концепции МТКВП отказались в пользу «Бурана». Идеи, заложенные при проектировании МТКВП, были использованы при разработке системы спасения боковых ускорителей новой РН, названной «Энергия»

Проект лунного экспедиционного корабля

(НПО «Энергия»)

Назначенный на руководство вновь образованного НПО «Энергия» В. П. Глушко в октябре 1974 г. предложил свой комплексный план работ объединения на ближайшие годы. Одним из пунктов плана было создание долговременной научно-исследовательской базы на Луне. При этом В. П. Глушко, в определенной мере опираясь на идеи своих предшественников, ставил более широкие задачи, чем кратковременное посещение Луны. Под такие задачи началось предэскизное проектирование новых КК для лунных экспедиций, различных вариантов жилых комплексов и средств передвижения по Луне.

Основным транспортным средством, предлагаемым В. П. Глушко для доставки космонавтов и грузов, был лунный экспедиционный корабль (ЛЭК) (рис. 9) прямой посадки, выводимый на траекторию полета к Луне с помощью РН «Вулкан» с кислородно-водородным разгонным блоком.

Корабль для прямой посадки должен был состоять из трех основных блоков: посадочной и взлетной ступеней и обитаемого блока. Посадочная ступень корабля, оснащенная мощным основным и четырьмя рулевыми ЖРД, по конфигурации напоминала восьмигранную посадочную ступень лунного модуля американского корабля «Аполлон». Взлетная ступень имела форму, близкую к цилиндрической. В качестве

обитаемого блока (ОБ) предполагалось использовать блок, разработанный в рамках программы Н1-ЛЗМ. Снаружи блока должен был крепиться крупный луноход для передвижения космонавтов по лунной поверхности. Электропитание ЛЭКа во время полета и на Луне могло осуществляться при помощи солнечных батарей, закрепленных в верхней части ОБ.

При старте РН «Вулкан» с ЛЭК в верхней части экипаж КК располагался в спускаемом аппарате, укрепленном внутри обитаемого блока. В целом полет ЛЭК напоминал экспедицию, предлагаемую ЦКБМ по программе УР700-ЛК700. После выполнения задач экспедиции — с помощью взлетной ступени осуществлялся старт возвращаемой части ЛЭК к Земле. Перед входом в атмосферу производилось отделение СА от ОБ.

Рис. 9. Лунный экспедиционный корабль: 1 — входной люк, 2 — радиатор; 3 — луноход, 4 — выходной люк; 5 — обитаемый блок; 6 — взлетная ступень, 7 — трап для выхода на лунную поверхность; 8 — посадочная ступень; 9 — блок ЖРД системы ориентации; 10 — посадочная опора

Руководство страной не испытывало никакого энтузиазма по поводу «новой» лунной программы и не спешило выделять деньги для осуществления планов В. П. Глушко, в то же время вставшая перед отечественной космонавтикой задача создания многоцветного ОК отодвинула разработки по лунной тематике на второй план. Развертывание базы на Луне с применением новой техники требовало привлечения огромных финансовых средств, существенно превосходящих расходы по программе Н1-ЛЗ. При сравнении новой лунной программы и программы создания универсальной транспортной космической системы с многоцветным ОК приоритет был отдан последней. В. П. Глушко до самых последних дней своей жизни пытался возбудить интерес к планам освоения Луны, но убедить «верхи» в необходимости финансирования программы ему так и не удалось.

Проект космического корабля «Заря»

(НПО «Энергия»)

Кроме кораблей на базе КК «Союз» (пилотируемых «Союз Т», а затем и «ТМ» и беспилотных «Прогресс» и «Прогресс-М»), специалисты НПО «Энергия» неоднократно предлагали проекты различных аппаратов, рассчитанных на более мощные РН, чем королевская «семерка», но менее дорогих, чем орбитальный корабль «Буря». Одним из них был проект транспортного корабля «Заря», запускаемого на орбиту с помощью новой РН «Зенит». Работа по кораблю велась во второй половине 80-х годов.

Основной задачей, стоящей перед проектантами, было создание многоместного многоцветного транспортного корабля снабжения. Для ускорения работ по проекту предполагалось использовать весь опыт, накопленный НПО в предыдущих работах по пилотируемой и беспилотной космической технике. После анализа различных компоновочных схем было решено выполнить КК в виде большого спускаемого аппарата с небольшим аэродинамическим качеством и вертикальной посадкой.

Создатели «Зари» вначале полагали разработать проект полностью многоцветного аппарата, не содержащего никаких отделяемых в полете одноразовых элементов. Предполагалось, что все бортовые системы будут находиться внутри корабля, имеющего форму спускаемого аппарата КК «Союз», но с диаметром основания приблизительно 3,7 м. Такой КК массой около 13 т в пилотируемом варианте мог бы доставить на станцию ПН массой более 1,5 т, а в беспилотном — примерно в 2,5 раза больше.

«Заря» должна была иметь андрогинно-периферийный стыковочный агрегат в верхней части, пяти-шестиместную кабину экипажа в центральной части и грузовой отсек в нижней части корабля. Все служебные системы и агрегаты аппарата необходимо было разместить компактно между стенками кабины и под теплозащитным экраном. Различные антенны монтировались на внутренних крышках люков, открывающихся в космосе.

Однако впоследствии, из-за нехватки объема в спускаемом аппарате, проектанты пошли на введение небольшого агрегатного отсека с ДУ орбитального маневрирования и радиатором системы терморегулирования в нижней части корабля. После отработки тормозного импульса перед входом в атмосферу агрегатный отсек сбрасывался.

Основным отличием «Зари» от ранее рассматриваемых аппаратов была интересная схема системы

посадки. После прохождения участка аэродинамического торможения и выпуска стабилизирующего парашюта и посадочных опор по команде радиовысотомера вместо парашютной системы посадки на очень небольшой высоте за несколько секунд до касания земли должно было включиться большое количество ЖРД, смонтированных по кольцу вокруг корпуса СА, и погасить скорость падения корабля практически до нулевой. Кроме функции торможения при посадке, эти ЖРД выполняли роль двигателей ориентации и причаливания в космосе. Сопла двигателей были наклонены под углом к оси корабля с тем, чтобы их струи не повреждали обшивку аппарата. Поскольку и топливо этих двигателей предполагалось разместить внутри спускаемого аппарата, ЖРД должны были работать на нетоксичных компонентах.

Подобную систему возвращения с орбиты с использованием опыта мягкой посадки на Луну кораблей «Аполлон» для крупных аппаратов типа одноступенчатых РН в 60-х годах предлагали английские специалисты Ф. Боно и К. Гэтленд. В качестве посадочных тогда должны были использоваться основные ЖРД ракеты, вырабатывающие остатки топлива (водорода и кислорода) из баков носителя.

Используя небольшое аэродинамическое качество, «Заря» могла выбрать необходимый для посадки участок Земли, причем не было нужды в строительстве специальных посадочных площадок. Перегрузки на всех участках полета аппарата составляли приемлемую величину.

Кроме преимуществ, связанных с многократностью применения, проект «Заря» имел и некоторые недостатки, в том числе высокий уровень акустических нагрузок на экипаж при посадке, так как тормозные ЖРД находились в непосредственной близости от космонавтов. Вызвало сомнение также то, что в концепции корабля не предусматривалась возможность использования атмосферы для посадки.

В связи с бюджетными затруднениями, вставшими перед отечественной космонавтикой в конце 80-х годов, и большой загруженностью НПО текущими работами по системе «Энергия»-«Буран» и другим программам проект «Заря» дальнейшего развития не получил.

Заключение

Вы познакомились с некоторыми проектами космических кораблей, разрабатывавшихся в Советском Союзе в 1960-1980-х годах. Конечно, невозможно подробно рассказать о каждом из них. Однако даже предложенного списка программ, видимо, будет достаточно для того, чтобы читатель представил, что советская космонавтика всех этих лет являла собой огромный айсберг, лишь небольшая вершина которого была доступна взору постороннего наблюдателя.