

## РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ «ЗЕНИТ-3SL» ДЛЯ ПРОГРАММЫ «МОРСКОЙ СТАРТ»

© 2014 г. Филин В.М.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: post@rsce.ru

*Представлены материалы по ракетно-космическому комплексу морского базирования, созданному на базе ракетного комплекса «Зенит» и разгонного блока типа ДМ. Рассмотрены основные проблемные вопросы, которые были решены в процессе создания и эксплуатации комплекса.*

**Ключевые слова:** ракета космического назначения, ракетно-космический комплекс, морское базирование, разгонный блок, ракета «Зенит», жидкостные ракетные двигатели, система управления, стартовое устройство, пусковое устройство.

## ZENIT-3SL INTEGRATED LAUNCH VEHICLE FOR SEA LAUNCH PROGRAM

Filin V.M.

*S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru*

*The paper provides materials on the sea-based rocket and space complex developed on the basis of Zenit rocket complex and DM-type upper stage. Reviewed are the major issues which were resolved during the complex development and operation.*

**Key words:** integrated launch vehicle, rocket and space complex, sea-based, upper stage, Zenit rocket, liquid-propellant rocket engine, control system, launcher, launch pad.



ФИЛИН В.М.

ФИЛИН Вячеслав Михайлович — д.т.н., профессор, советник президента РКК «Энергия», e-mail: [vyacheslav.filin@rsce.ru](mailto:vyacheslav.filin@rsce.ru)  
FILIN Vyacheslav Mikhailovich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to President of RSC Energia

Ракета космического назначения (РКН) «Зенит-3SL» является центральным звеном ракетно-космического комплекса морского базирования в рамках международного проекта «Морской старт» [1, 2].

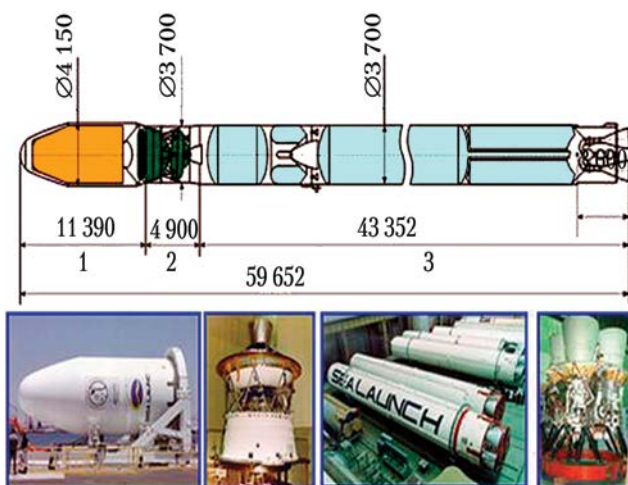
Создателям нового комплекса для обеспечения запуска ракеты-носителя (РН) «Зенит-3SL» пришлось решить множество технических проблем, связанных с необходимостью:

- адаптации наземных ракетных систем и оборудования к морским условиям (ограниченная площадь размещения, качка при морских переходах, взаимодействие с судовыми системами и пр.);
- эксплуатации РН и разгонного блока (РБ) в новых климатических условиях;
- стабилизации стартовой платформы в заданном положении и в требуемой географической точке в момент старта (погрешность

смещения от заданной точки должна быть не более 50 м);

- прицеливания РН, находящейся на подвижной платформе (при соответствующей модернизации ее систем управления (СУ) и РБ);
- сохранения горизонтального положения стартовой платформы во время движения установщика по палубе и в процессе заправки РН;
- обеспечения безударного выхода РН из пускового устройства (старт может производиться при высоте волн до 2,5...2,7 м) и минимизации воздействий струй двигателя на стартовую платформу;
- виброакустической защиты систем и оборудования, расположенных в помещениях стартовой платформы вблизи воздействия струй двигателя;
- управления предстартовой подготовкой и пуском РКН по радиоканалам со сборочно-командного судна, стоящего в 5...8 км от безлюдной стартовой платформы;
- обеспечения электромагнитной совместимости многочисленных радиосистем, созданных в разных странах;
- передачи телеметрической информации через спутники-ретрансляторы, использования спутниковых систем связи для управления полетом разгонного блока;
- проведения автономных и комплексных испытаний;
- согласования технических условий и контроля за соблюдением стандартов и нормативов четырех государств.

РКН «Зенит-3SL», изображенная на рис. 1, является новой разработкой, хотя использует хорошо отработанные отдельные составные части, прежде всего, РН «Зенит-2S».



**Рис. 1. Состав и габаритные размеры ракеты космического назначения «Зенит-3SL» системы «Морской старт»:** 1 – блок полезного груза, BCSC, США; 2 – РБ ДМ-SL, РКК «Энергия», Россия; 3 – ракета-носитель «Зенит-2S», КБ «Южное», Украина  
Примечание. BCSC – Boeing Commercial Space Company.

РН «Зенит-2S» разрабатывалась ГKB «Южное» (г. Днепропетровск, Украина) как модификация находившейся в эксплуатации двухступенчатой РН «Зенит-2» с доработками под условия морского старта, установку РБ и блока полезного груза (БПГ), а также для повышения надежности и улучшения энергетических характеристик. БПГ представляет собой новую разработку американской фирмы *Boeing*, созданную специально для комплекса «Морской старт». РБ ДМ-SL разрабатывался РКК «Энергия» также специально для комплекса «Морской старт» на базе РБ типа ДМ.

РН «Зенит» выполнена по моноблочной двухступенчатой схеме и отличается высоким уровнем энергетических характеристик и конструктивно массового совершенства, высокой плотностью компоновки, безопасностью эксплуатации [3], что достигается за счет:

- рациональной компоновочной схемы с минимальными объемами «сухих» отсеков;
- применения высокоэнергетичной топливной пары;
- создания уникальных двигателей для I и II ступеней РН;
- применения для силовых элементов корпуса нового высокопрочного конструкционного материала – нагартованного алюминиевого сплава АМГ-6 НПП;
- широкого внедрения вафельных обечеек в конструкцию корпуса топливных емкостей и «сухих» отсеков;
- применения передовой технологии производства, базирующейся на широком использовании полуфабрикатов и современных методах изготовления, сборки и контроля качества изделий.

Плотная компоновка узлов и систем на борту РН позволила обеспечить размеры крупногабаритных блоков I и II ступеней в пределах, допустимых для реализации экономичного режима железнодорожной транспортировки с завода-изготовителя на космодром (без остановки встречного движения габаритных составов).

Разработка оригинальной конструкции узлов связи РН с наземным оборудованием, разнесение их по двум уровням (межступенчатая зона и хвостовой отсек I ступени) и объединение по функциональным признакам позволили упростить и полностью автоматизировать проведение стыковочных работ на пусковом устройстве (ПУ).

Принятая схема в сочетании с расстыковкой электропневмокоммуникаций ходом стартующей РН впервые в ракетной технике создала предпосылку к полному отказу от узлов разового действия на стартовом комплексе (СК).

Рациональная схема установки РКН на пусковой стол с реализацией режима ее «удержания» при старте в целях заключительного предполетного диагностирования обеспечила повышение надежности выполнения задач пуска.

Наряду с традиционными задачами СУ РН «Зенит-2S» решала ряд новых задач, включая:

- обеспечение безударного выхода РКН из ПУ путем регулирования ее поперечного смещения на стартовом участке полета;
- ограничение поперечных нагрузок на конструкцию РКН при движении в плотных слоях атмосферы путем регулирования пространственного угла атаки;
- обеспечение стабильности энергетических характеристик двигателя РД171 путем реализации алгоритмов связанного регулирования по режиму тяги двигательной установки (ДУ) и системы управления уровнем топлива (СУРТ) с учетом индивидуальных характеристик каждого экземпляра двигателя РД171;
- современные методы масштабирования и калибровки чувствительных элементов командного комплекса позволяют обеспечить высокую точность выведения космического аппарата (КА);
- применение в СУ методов терминального управления, что в совокупности с разработанными алгоритмами стабилизации РН и управления двигателями позволило обеспечить высокие динамические и точностные характеристики выведения различных типов полезных нагрузок на различные рабочие орбиты;
- на основе терминальной системы наведения впервые для космического ракетного комплекса решена задача оперативного изменения цели пуска, что существенно повысило эксплуатационные характеристики комплекса.

К техническим решениям, позволившим исключить присутствие личного состава на ПУ в процессе предстартовой подготовки РН, относятся:

- автоматическая стыковка электропневмокоммуникаций РКН и транспортно-установочного агрегата (ТУА) с системами ПУ, обеспечиваемая оригинальной кабель-мачтой и другими узлами ПУ, использующими электро-разрывные соединители «Бутан» различной комплектации и оригинальные пневморазъемы;
- автоматическая установка РКН на ПУ обеспечивается за счет разработки оригинальных узлов связи РН, ТУА, ПУ и опорных кронштейнов ПУ;
- автоматическая стыковка и отстыковка к РН заправочно-сливных коммуникаций;
- автоматизация регламентных работ на СК после пуска РКН (без использования электрозаправочного макета РКН) с помощью блока функциональных проверок.

Оригинальная технология работ по стыковке РКН с элементами ПУ обеспечивает дистанционное автоматизированное управление из командного пункта всем процессом подготовки и пуска РКН с момента ее доставки к ПУ (рис. 2).



*Рис. 2. Старт ракеты космического назначения «Зенит-3SL» с плавучей платформы*

Управление процессом подготовки и пуска РКН осуществляется автоматизированной системой управления подготовкой РКН и комплексом систем автоматизированного дистанционного управления наземным технологическим оборудованием.

Операции по сливу компонентов топлива из баков РН в случае несостоявшегося пуска осуществляются автоматически. При этом для обеспечения безопасности (в случае прохождения команды «Аварийное выключение двигателя» (АВД) в автоматическом режиме (до слива компонентов из баков)) предусмотрена промывка трактов двигателя горючим (промывочный материал – основное горючее из бака Г-1) со сбросом образовавшейся смеси в лоток ПУ.

Размеры ПУ в плане предельно минимизированы, что сократило сроки и стоимость ее создания, а также упростило решение вопросов по созданию подвижных частей наземных

заправочных коммуникаций и поворотных опорных устройств за счет внедрения нового принципа стабилизации РН на стартовом участке траектории: в начале движения осуществляется стабилизация относительно максимально выступающих элементов хвостовой части РКН, а затем — плавный переход на традиционный способ стабилизации РКН относительно центра масс после прохождения РКН габаритных точек ПУ.

Технические решения, направленные на исключение из конструкции узлов разового действия и проведение ремонтно-восстановительных работ на старте:

- расстыковка электропневморазъемов между бортовой платой РКН и кабель-мачтой ходом стартующей РКН и отвод кабель-мачты от РКН в процессе старта РКН, что в сочетании с оригинальной конструкцией платы кабель-мачты и электропневморазъемов позволило исключить прямое воздействие струи двигателя I ступени на плату кабель-мачты;

- отвод наземных заправочных коммуникаций в ниши ПУ перед стартом РКН и отвод наземных опорных устройств в ниши ПУ в процессе старта РКН позволили исключить воздействие на них струи двигателя. Такое схемное решение стало возможным за счет оригинальной компоновки хвостовой части РКН — переноса ее опорных кронштейнов в зону торцевого шпангоута бака горючего I ступени и выполнение корпуса двигательного отсека I ступени меньшего диаметра, чем остальные отсеки РН.

### Модернизация системы управления пуском РН

При создании РН «Зенит-2S» на базе РН «Зенит-2» была проведена глубокая модернизация СУ, в т. ч. применена новая навигационная система, обеспечивающая прицеливание гироскопов по азимуту методом гироскопирования, без привязки к наземным опорным точкам и без использования канала оптической связи. В части приборного состава произведена замена оборудования, функционально входящего в навигационную систему: заменена гироскопизированная платформа с целью реализации режима гироскопирования, бортовой компьютер «Бисер-2» заменен на обладающий большей производительностью бортовой компьютер «Бисер-3» [4].

Разработчиком и изготовителем систем управления РН «Зенит-2» и «Зенит-2S», в состав которых входит навигационная система, является ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина» (НПЦ АП).

Основные доработки РН «Зенит-2S» для использования:

- применение СУ на базе бортовой цифровой вычислительной машины «Бисер-3», гироскопов ПВ300;
- модернизация системы контроля температур;
- доработка системы управления расходом топлива;
- доработка пневмогидросистемы подачи компонентов топлива;
- прокладка дополнительных трубопроводов для заправки РБ;
- исключение трех шар-баллонов из системы наддува бака кислорода «О» I ступени и одного из системы наддува бака горючего «Г» II ступени;
- установка клапанов нештатного слива горючего;
- доработка агрегатов автоматики и приборного отсека;
- установка заглушки, обеспечивающей поддержание баков под давлением во время эксплуатации;
- введение защитной крышки с электропневмоклапаном управления на дренажном патрубке бака «О» II ступени;
- усиление нижних обечеек бака «Г» I ступени и силового кольца;
- усиление корпуса бака «О» II ступени;
- введение трубопровода для термостатирования БПГ.

Применение новых навигационных систем в составе СУ РН и СУ РБ позволило в условиях старта с плавучей стартовой платформы обеспечить беспрецедентно высокую точность выведения космических аппаратов (КА).

### Ракетные двигатели первой и второй ступеней РН

Для I ступени РН «Зенит» в НПО «Энергомаш» был создан четырехкамерный ЖРД РД171, который является самым мощным по тяге и лучшим по характеристикам в классе кислородно-керосиновых ЖРД среди отечественных и зарубежных образцов [5, 6]. На данном двигателе впервые в отечественном двигателестроении были разработаны и внедрены:

- мощный турбонасосный агрегат (ТНА) с высокими выходными характеристиками (давление на выходе из насоса 600...900 кгс/см<sup>2</sup>, расход компонентов топлива до 2 400 кг/с), требуемый уровень надежности которого обеспечивается за счет внедрения прогрессивных методов упрочнения его элементов и использования современных покрытий, создающих

стойкую защиту проточной части турбины и насоса окислителя от возгорания;

- принципиально новая система регулирования, обеспечивающая программный запуск и выход на основной режим, поддержание режимов по тяге и соотношению компонентов топлива с высокой точностью;

- двухбарьерные уплотнительные элементы, надежно герметизирующие разъемные стыки в соединениях узлов большого диаметра (до 600 мм), работающих под высоким давлением (до 900 кгс/см<sup>2</sup>);

- оригинальное конструктивное решение, позволяющее отклонять камеры при неподвижном ТНА с использованием сильфонных узлов (на газоваодах подвода окислительного газа к камерам), работающих в условиях высоких давлений (до 300 кгс/см<sup>2</sup>) и температур газа (до 400 °С);

- датчики давления, непосредственно устанавливаемые на контролируемые элементы и не приводящие к снижению надежности двигателя;

- система технического диагностирования с использованием современных методов неразрушающего контроля, позволяющая производить оценку состояния материальной части двигателя в процессе проведения всех видов испытаний;

- новая технология обработки двигателя после контрольно-технологических испытаний, позволяющая осуществлять его поставку на сборку РН без переборки после контрольно-технологических испытаний (КТИ).

На II ступени РН установлены однокамерный основной двигатель РД120 и четырехкамерный рулевой двигатель РДЗ [7, 8].

Высокие показатели эффективности двигателей РД170, РД120, РД8 были достигнуты за счет реализации оптимальной схемы с дожиганием окислительного газа, высоких значений давления в камерах сгорания. Были использованы новейшие технические достижения, обеспечившие высокочастотную устойчивость двигателей и их экономичность.

Требуемый уровень надежности всех двигателей гарантируется подтвержденным многократным запасом по ресурсу (шесть ресурсов сверх КТИ по двигателям РД170, РД120 и три ресурса по двигателю РД8).

В пневмогидравлических системах подачи компонентов топлива впервые разработана и применена газобаллонная с подогревом система наддува с перемешиванием (барботажем) расслоенного по температуре компонента. Системы наддува всех баков задублированы по исполнительным органам. Внедрение на РН «холодных» технологических испытаний обес-

печивает высокое качество ее проверки на заводе-изготовителе, в результате чего исключаются взаимовлияние в пневмогидравлических системах, проверяются гидравлические параметры магистралей и жиклеров, проверяется герметичность систем.

На РН проводится в автоматическом режиме глубокая диагностика состояния узлов и систем, обеспечивающая своевременное прекращение пусковых операций в случае выхода контролируемых параметров за допустимые пределы. При этом система пожаропредупреждения, предусматривающая создание в «сухих» отсеках РН нейтральной среды за счет подачи в них азота при предстартовой подготовке и фреона непосредственно перед запуском двигателя I ступени, предотвращает возникновение пожароопасных ситуаций в случае появления негерметичности в топливных системах.

Важным направлением работ для проектных подразделений явилось участие в реализации предложения об установке на I ступени модернизированного двигателя РД-171М. Решение по этому вопросу было принято руководителями заинтересованных предприятий и президентом компании «Морской старт» еще в октябре 2001 г.

С обеспечением программы изготовления РН «Зенит-2S» двигателями I ступени складывалась непростая ситуация. На начальном этапе эксплуатации комплекса «Морской старт» на I ступень РН устанавливались двигатели РД-171, изготавливавшиеся на базе однотипных двигателей РД-170 после их переборки. На космодроме Байконур имелся задел из 16 таких двигателей, стоявших на изготовленных блоках «А» РН «Энергия», невостребованных после прекращения ее пусков. Их использование для международной программы «Морской старт» было санкционировано межправительственными соглашениями России, Украины и Казахстана.

Переборка и доработка двигателей РД-170 в РД171М требовались для внесения конструктивных изменений в узлы подвески и поворота камер, донный экран и т. д. Кроме того, поскольку указанные двигатели были изготовлены во второй половине 1980-х гг. с гарантийным сроком 7 лет, требовалось продлить гарантийные сроки их хранения и эксплуатации. Так, двигатель, установленный на РН для миссии *EchoStar-IX*, был изготовлен в июле 1987 г., а использован в полете в августе 2003 г., т. е. через 16 лет.

Все двигатели этой серии были демонтированы с блоков «А», доставлены на завод-изготовитель в НПО «Энергомаш», доработаны,

а затем подвергнуты короткому огневому испытанию на стенде. После этого они транспортировались на «Южмашзавод» и устанавливались там на первой ступени РН «Зенит-2S».

Более 12 лет, пока использовался имеющийся задел, новые двигатели для программы «Морской старт» не изготавливались. Их производство было вновь налажено в НПО «Энергомаш», при этом вводился ряд усовершенствований, апробированных и реализованных на новых двигателях того же семейства — РД-180 (двухкамерный) и РД-191 (однокамерный).

### Разгонные блоки типа ДМ для ракетно-космического комплекса

В ракетно-космическом комплексе «Морской старт» выведение КА на геопереходную (ГПО) и геостационарную (ГСО) орбиты выполняет РБ ДМ-*SL*. На начальном этапе блок обеспечивал выведение КА на ГПО массой до 4,8 т и на ГСО массой до 2,3 т [9]. В настоящее время, после проведения доработок, блок обеспечивает выведение КА на ГПО массой до 6,1 т и на ГСО массой до 2,6 т.

Разгонные блоки типа ДМ являются модификациями базового РБ Д, созданного еще в 1960-е гг. Всего было создано десять модификаций указанного блока, известных сегодня под наименованием ДМ (с индексами 11С824М, 11С824Ф, 11С86, 11С861, 11С861-01, 17С40, ДМ1, ДМ2, ДМ3, ДМ-*SL*). Отличия друг от друга перечисленных блоков, как правило, непринципиальные, продиктованы особенностями решаемых ими задач. Некоторые из указанных модификаций РБ, в свою очередь, модернизировались с целью повышения энергомассовых характеристик. Так, навигационная система РБ ДМ-*SL* аналогична примененной на РН «Зенит-2S». Систему управления РБ разработало и изготавливает НППЦ АП.

За время эксплуатации все модификации РБ подтвердили свою высокую надежность. Всего по состоянию на 14.02.2014 г. было осуществлено 325 пусков РБ типа Д и ДМ. Из них только 10 блоков имели замечания.

Можно утверждать, что РБ типа ДМ по своей подтвержденной надежности и эффективности являются непревзойденными в мировой практике. Это достигнуто за счет тщательно продуманной конструкции и большого объема наземной экспериментальной отработки. Следует отметить, что первоначально РБ Д разрабатывался в рамках пилотируемой программы Л1 (облет Луны) и требования, предъявлявшиеся по этой причине к его надежности, были чрезвычайно высокими.

Высокое конструктивное совершенство и надежность этого изделия обратили на себя внимание наших зарубежных коллег. Когда определялся технический облик РКН для программы «Морской старт», мнение экспертов было однозначным — в качестве третьей ступени РКН «Зенит-3SL» они хотели видеть только блок ДМ. Тем не менее, в конструкцию РБ типа ДМ для проекта «Морской старт» пришлось провести некоторую модификацию, вызванную необходимостью:

- изменения схемы заправки бака окислителя;
- адаптации РБ к РН «Зенит»;
- замены СУ (в части обеспечения гироскопирования, что позволяет дать точную привязку места старта);
- адаптации к капсулированному БПГ и дополнительным требованиям со стороны КА;
- адаптации к новым условиям эксплуатации (морское базирование).

Эти особенности привели к необходимости следующих доработок конструкции РБ ДМ:

- разработке нового нижнего переходника Ø3 900 мм (на стыке с РН);
- доработке верхнего днища бака «Г» под установку приборов СУ и нижнего днища под установку разъемных соединений пневмогидромагистралей заправки;
- доработке заправочно-сливных магистралей «О» на базовом модуле, установка на нижнем переходнике арматуры для заправки РБ окислителем и сжатыми газами;
- доработке бортовой кабельной сети и электроразъемных соединений;
- доработке среднего переходника для обеспечения прочности и герметичности в связи с увеличением внешнего давления;
- доработке пневмогидравлической схемы на базовом модуле РБ для обеспечения стыкуемости с наземным оборудованием и РН, а также ввиду изменения эксплуатационных условий;
- доработке фермы приборного отсека (ПО) в связи с установкой КА на переходный отсек БПГ для обеспечения стыкуемости с капсулированным БПГ, разработанным компанией *Boeing*;
- внутренней перекомпоновке ПО и его доработке под модернизированную СУ РБ;
- доработке фитингов верхнего переходника базового модуля РБ для обеспечения стыковки с переходной юбкой БПГ;
- установке двух малонаправленных антенн комплексной радиотехнической системы «Квант-ВД» с приводами на базовом модуле;
- установке теплозащиты на нижнем переходнике;

- замене испарительной системы термо-регулирования (СТР) на СТР с радиационным теплообменником;
- введению СУ маршевого двигателя (СУМД-58 вместо РСК ТК-52);
- установке всенаправленных антенн КРС на переходной юбке;
- использованию литиевых химических источников тока вместо серебряно-цинковых;
- установке дренажных устройств на люках нижнего и среднего переходников;
- установке антенны системы бортовых измерений на переходной юбке.

На разгонных блоках типа ДМ, так же, как и на обеих ступенях РН «Зенит-2S», используется экологически чистое топливо (жидкий кислород+керосин) с высокими энергетическими характеристиками. Большая тяговооруженность РБ обеспечивает незначительные гравитационные потери и дает возможность выводить полезные нагрузки на целевые орбиты за минимальное время.

На рис. 3 приведена компоновочная схема РБ ДМ-SL для РКН «Зенит-3SL».

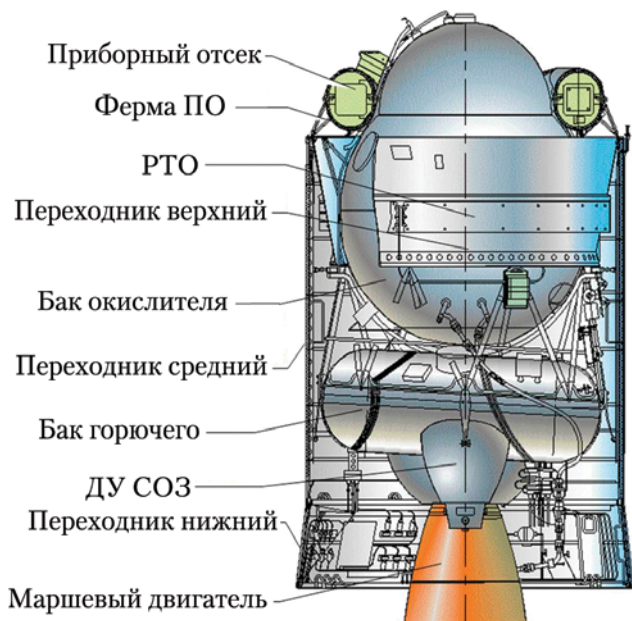


Рис. 3. Разгонный блок ДМ-SL для ракеты космического назначения «Зенит-3SL»: ПО — приборный отсек; РТО — радиационный теплообменник; ДУ СО2 — двигательная установка стабилизации, ориентации и запуска

СУ РБ типа ДМ решает навигационную задачу, начиная от момента «Контакт подъема», что позволяет в значительной мере компенсировать ошибки, полученные в процессе выведения РН. Эту особенность РБ разработки РКК «Энергия» неоднократно приходилось использовать на практике.

В 1997 г. компания *Sea Launch* объявила о проведении конкурса с целью повышения энергетических характеристик РКН «Зенит-3SL».

Ставилась задача повышения конкурентоспособности комплекса «Морской старт» на мировом рынке услуг по выведению КА массой 6 000 кг и более. РКК «Энергия» должна была обеспечить улучшение энергетических характеристик РБ ДМ-SL, причем поэтапно, исходя из предложенного компанией *Sea Launch* следующего порядка проведения работ:

- на первом этапе — обеспечение выведения на ГПО КА массой не менее 5 500 кг;
- на втором этапе — обеспечение выведения на ГПО КА массой не менее 6 100 кг.

В конкурсную комиссию поступило 75 предложений, из них 56 получили положительные заключения и были представлены в компанию *Sea Launch* на окончательное утверждение. Учитывая большое количество предложений, было решено разработать дополнение к эскизному проекту РБ ДМ-SL. В октябре 2001 г. была выпущена основная документация для первого этапа, предусматривающая:

- уменьшение массы РБ на 62 кг за счет оптимизации частных конструкторских решений;
- применение на РБ для регистрации телеметрических измерений системы (со статической памятью) БР-9ДМ-04 вместо БР-9ДМ-02, что позволило уменьшить массу РБ на 10,5 кг;
- снятие теплозащитного покрытия с нижнего переходника (уменьшение массы РБ на 15 кг);
- переход на схему выведения с одним включением маршевого двигателя, позволяющую увеличить массу полезного груза (ПГ) на 66 кг за счет выведения КА на заданную орбиту по оптимальной баллистической траектории;
- введение удлиненного соплового насадка маршевого двигателя, что повышает его удельный импульс на 4 единицы, при этом массу ПГ можно увеличивать на 90 кг.

Внедрение всех перечисленных мероприятий первого этапа (26 из 56) на блоке ДМ-SL № 16Л позволило увеличить массу ПГ приблизительно на 245 кг. Параллельно были возвращены работы по второму этапу улучшения энергетических характеристик блока ДМ-SL в обеспечение запуска КА массой 6 100 кг. Конкурсная комиссия рассмотрела и представила на утверждение в компанию *Sea Launch* еще 30 предложений, обеспечивающих:

- дальнейшее уменьшение массы РБ на 136 кг за счет оптимизации частных конструктивных решений;
- совершенствование характеристик РБ за счет увеличения запасов топлива на 1 500 кг, что позволяет увеличить массу ПГ на 70 кг;

- исключение из состава антенно-фидерного устройства малонаправленной антенны МНА-1 (с блоком электроники и электро-механическим приводом) и переход на прием информации с антенны МНА-2 за счет разворота РБ на 180° (результат – уменьшение массы РБ на 42 кг);

- отключение маршевого двигателя РБ по окончанию компонентов топлива (результат – уменьшение массы РБ на 50 кг).

Реализация этих мероприятий позволила увеличить массу ПГ еще примерно на 250 кг. Все это, с учетом мероприятий по БПГ и РН «Зенит-2S», позволило достичь массы ПГ, выводимого РБ на переходную орбиту, до 6 160 кг.

Этапы модернизации РБ ДМ-SL представлены на рис. 4.

Массовые характеристики последней модификации РКН (при запуске информационного КА *Intelsat-21* (01.02.2013 г.) следующие:

Стартовая масса РКН «Зенит-3SL» 472 910 кг, в т. ч.:

РН «Зенит-2S»	444 984 кг;
РБ ДМ-SL	19 680 кг;
БПГ	8 248 кг,
включая	
– КА <i>Intelsat-21</i>	5 984 кг;
– головной обтекатель	1 631 кг;
– неотделяемая часть БПГ	633 кг.

Особо следует отметить, что при создании новых модификаций РБ и в ходе их адаптации к запускаемым КА максимально сохраняется преемственность наработанных проектно-конструкторских решений. От модификации к модификации неизменным остается маршевый двигатель 11Д58М – сердце РБ.

Еще одно неоспоримое достоинство РБ типа ДМ – их высокая технологичность при подготовке к запуску. Это хорошо известно и специалистам-испытателям, и эксплуатирующим организациям. Пока на мировом и внутрироссийском рынках не существует надежной и адекватной по возможностям альтернативы РБ типа ДМ.

РКК «Энергия», тем не менее, продолжает вести целенаправленную работу по совершенствованию и дальнейшему наращиванию энергетики РБ этого семейства. Делать это заставляет необходимость выведения отдельных коммерческих аппаратов с особо большой массой на высокоэнергетические орбиты.

### Выводы

В материале представлен комплекс научно-технических проблем, которые были решены при создании РКН «Зенит-3SL», созданной на

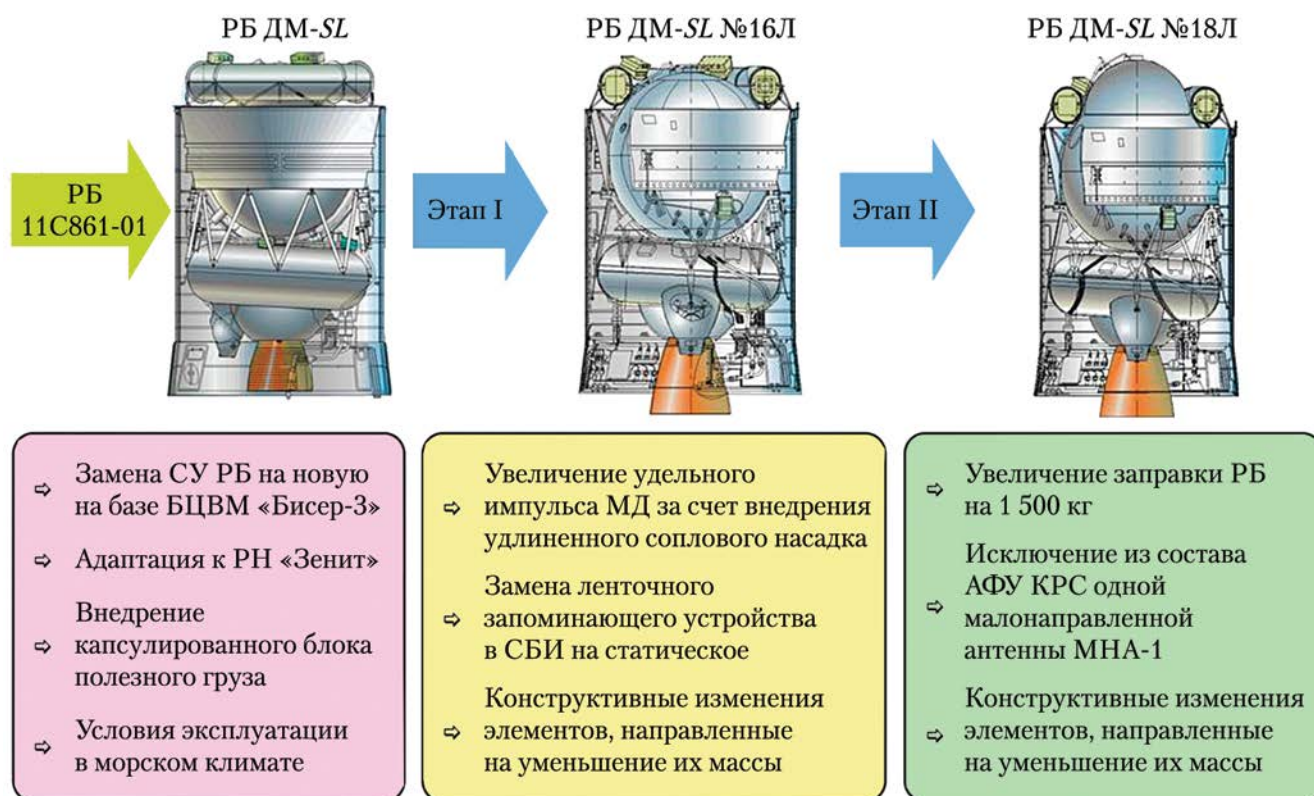


Рис. 4. Этапы модернизации разгонного блока ДМ-SL

Примечание. СУ РБ – система управления разгонного блока; БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина; РН – ракета-носитель; МД – маршевый двигатель; СБИ – система бортовых измерений; АФУ КРС – антенно-фидерное устройство космической радиосвязи.



базе ракеты «Зенит» и РБ ДМ-*SL* на базе РБ типа ДМ. Наиболее важными из них были:

- обеспечение старта с морской платформы при волнении океана до 2,5 м;
- обеспечение прицеливания (гироскопирования) и достижение высокой точности выведения КА на целевую орбиту;
- обеспечение пусковых операций и старта ракеты в автоматическом режиме (в отсутствие на платформе обслуживающего персонала);
- заправка РБ переохлажденным жидким кислородом в точке старта.

К настоящему времени проведено 35 пусков РКН «Зенит-3*SL*».

### Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. На рубеже двух веков. 1996-2001 гг. // Королев: РКК «Энергия», 2001.
2. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 3–13
3. Блинов В.И., Иванов Н.Н., Сечинов Ю.Н., Шальи В.В. Ракеты-носители. Проекты и реаль-

ность. Кн. 1. Ракеты-носители России и Украины // Омск: Изд-во ОмГТУ, 2011.

4. Кравец В.Г. Особенности контроля и управления полетом ракеты космического назначения по программе «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 74–86.

5. Однажды и навсегда / Под ред. Рахманина В.Ф. и Стернина Л.Е. // М.: Машиностроение, 2001.

6. Трофимов В.Ф. Осуществление мечты. М.: Машиностроение – Полет, 2001.

7. Соколов Б.А., Филин В.М., Тулицын Н.Н. Кислородно-углеводородные ЖРД для разгонных блоков, созданные в ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»–РКК «Энергия» // М.: Полет, 2008. № 11. С. 3–6.

8. Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»–РКК «Энергия» им. С.П. Королева / Под редакцией Соколова Б.А. // Ракетно-космическая техника. Труды. Королев: РКК «Энергия», 2009.

9. Филин В.М. Место старта – океан. М.: Изд-во «Логос», 1999.

*Статья поступила в редакцию 11.03.2014 г.*