

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПРОЕКТЫ ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

В настоящее время Правительство Российской Федерации уделяет повышенное внимание развитию космической отрасли, о чем свидетельствует увеличение объема ее финансирования, направленное на гарантированное обеспечение независимого доступа России в космическое пространство со своей территории и расширение объема и амбициозности задач, решаемых в космосе. Основные направления и приоритеты космической деятельности сформулированы в Федеральной космической программе России (ФКП) на 2006 – 2015 годы и в разработанном Роскосмосом проекте Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу. Результатом последовательной реализации ФКП стало объявление в августе 2012 года двух тендеров: на разработку в рамках ОКР «Амур» эскизного проекта космического ракетного комплекса тяжелого класса, развертываемого на космодроме «Восточный» для запуска пилотируемого транспортного корабля нового поколения, и на продолжение работ по созданию комплекса кислородно-водородного разгонного блока (КВРБ) в развитие ОКР «Двина-КВТК». Свидетельством высокого потенциала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» стала победа предприятия в этих конкурсах, определившая на ближайшие годы приоритетные направления деятельности в области создания перспективных отечественных средств выведения не только для ГКНПЦ, но и для отрасли в целом.



Макеты РБ КВТК и РН семейства «Ангара» на выставке МАКС-2011:

«Ангара-1.2», «Ангара-А3», «Ангара-А5», «Ангара-5.2» (пилотируемый вариант) и РН «Ангара-А7.2»

Данный номер газеты посвящен одному из перспективных направлений ракетостроения – развитию водородных технологий, которые являются ключевым элементом, обеспечивающим совершенствование ракет-носителей, разгонных блоков и других систем, применяемых для исследования космического пространства. Благодаря освоению этих технологий конструкторы, технологи, испытатели и рабочие не только будут на многие годы обеспечены работой, но и получают уникальную возможность для приложения своих знаний на благо развития отечественной космонавтики.

Развитие водородных технологий – стратегическое направление совершенствования отечественных средств выведения



Ю.О. Баквалов
генеральный конструктор КБ «Салют»



Ю.Л. Кузнецов
главный специалист КБ «Салют»

Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева» по своим технико-экономическим показателям занимает ведущее место среди организаций ракетно-космической отрасли России. Одним из основных направлений деятельности ГКНПЦ является выведение в рамках федеральных и коммерческих программ космических аппаратов (КА) на высокоэнергетические орбиты, которые представляют собой наиболее стабильный и ресурсоёмкий сегмент рынка пусковых услуг.

В настоящее время в отечественной космонавтике для запуска КА на геопереходную (ГПО) и геостационарные (ГСО) орбиты, а также для группового выведения навигационных КА системы ГЛОНАСС используется ракета-носитель (РН) «Протон» с разгонным блоком (РБ) «Бриз-М» разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева либо с РБ «ДМ» разработки РКК «Энергия». При запуске с космодрома Байконур масса КА, выводимых на ГСО РН «Протон-М» с РБ «ДМ» или «Бриз-М», составляет от 2,5 т до 3,6 т.

В целях обеспечения независимого доступа России в космическое пространство ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» разрабатывает семейство экологически чистых РН «Ангара», которые будут запускаться со стартовых площадок космодрома Плесецк, а в перспективе и с нового российского космодрома «Восточный». Ключевым элементом семейства РН «Ангара» является РН тяжелого класса «Ангара-А5», призванная заменить РН «Протон». Как и РН «Протон», РН «Ангара-А5» при запуске КА на высокоэнергетические орбиты будет комплектоваться РБ «Бриз-М» или РБ «ДМ».

Функционально типовой РБ является специализированной верхней ступенью РН

с длительным временем активного существования (до 24 часов) и многократным включением маршевого двигателя (МД). Поскольку в процессе выведения КА на целевую орбиту между включениями МД следуют продолжительные участки пассивного полета по переходным орбитам, для ориентации и стабилизации РБ на участках баллистической паузы, а также подготовки МД к запуску в условиях невесомости он дополнительно оснащается системой обеспечения запуска (СООЗ), использующей двигателя малой тяги, работающие на высококипящих компонентах ракетного топлива (КРТ). Управление полетом РБ осуществляет автономная система управления.

Рост энергетических возможностей создаваемого космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара» и обеспечение его конкурентоспособности напрямую связаны с использованием РБ на криогенных компонентах. Применение на РБ кислородно-водородных двигателей с высокими удельными характеристиками даст возможность свести к минимуму энергетические потери, обусловленные переводом места запуска РН со среднеширотного космодрома Байконур на высокоширотный российский космодром Плесецк.

С 2006 года в рамках ОКР «Двина-КВТК» ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» разрабатывает для РН тяжелого класса «Ангара-А5» кислородно-водородный разгонный блок КВТК (рис. 1), который позволит существенно расширить возможности РН «Ангара» по одиночному и групповому выведению КА на высокоэнергетические орбиты. В конструкции РБ КВТК реализуется целый ряд перспективных разработок. Так, например, в качестве МД применен спроектированный ОАО «КБ

химавтоматики» первый отечественный безгазогенераторный водородный ЖРД РД0146Д, превосходящий по своей топливной эффективности мировой уровень. На РБ КВТК впервые в отечественной практике используются единая система диагностирования, функционирующая на этапе подготовки к пуску и во время полета, а также системы криостатирования криогенных КРТ и управления расходом топлива с датчиковой аппаратурой на новых физических принципах, обеспечивающие минимизацию потерь топлива в полете. При запуске со стартового комплекса космодрома Плесецк энергетические характеристики РН «Ангара-А5» с РБ КВТК при стартовой массе 764 т обеспечат выведение полезной нагрузки (ПН) массой 4,5 т на ГСО и 7,5 т на стандартную ГПО.

В соответствии с планом-графиком создания РБ КВТК в 2008 – 2009 годах был выпущен эскизный проект, по результатам успешной защиты которого КБ «Салют» и другие структурные подразделения ГКНПЦ им. М.В. Хруничева приступили к выпуску конструкторской документации и подготовке производства РБ КВТК. Начало летных испытаний РБ запланировано на 2017 год.

Качественно новый этап, определивший на ближайшие три года основные направления деятельности организаций ракетно-космической промышленности в области разработки, производства и эксплуатации криогенных РБ, начался в августе 2012 года, когда в рамках Федеральной космической программы России на 2006 – 2015 годы и в развитие ОКР «Двина-КВТК» Роскосмосом был объявлен конкурс на создание кислородно-водородного разгонного блока (КВРБ). Победителем конкурса стало ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева».

В соответствии с Техническим заданием на ОКР предстоит создать комплекс КВРБ для РН тяжелого класса, обеспечивающий выведение на ГСО полезной нагрузки массой не менее 4,5 т с космодрома Плесецк и 5 т с космодрома «Восточный», который включает:

- разгонный блок на компонентах топлива жидкий кислород и жидкий водород;
- технический комплекс РБ;
- комплект оборудования для подготовки и заправки двигательной установки (ДУ) СООЗ РБ на ЗНС;
- комплект оборудования для подготовки и заправки РБ на стартовом комплексе (СК);
- комплект оборудования для подготовки РБ на унифицированном техническом комплексе (УТК) РН;
- комплект оборудования для подготовки

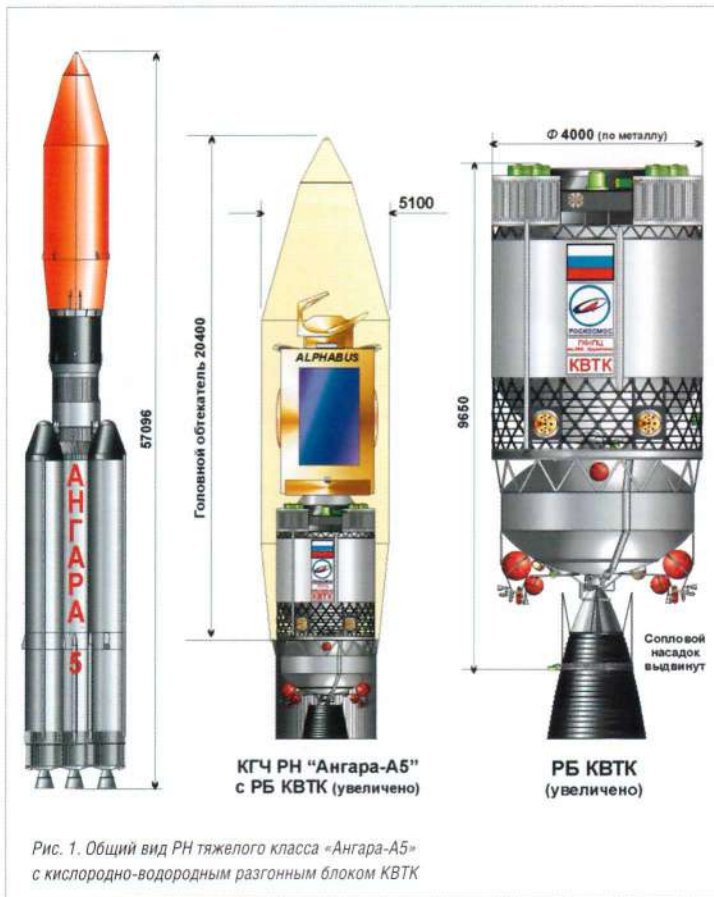


Рис. 1. Общий вид РН тяжелого класса «Ангара-А5» с кислородно-водородным разгонным блоком КВТК

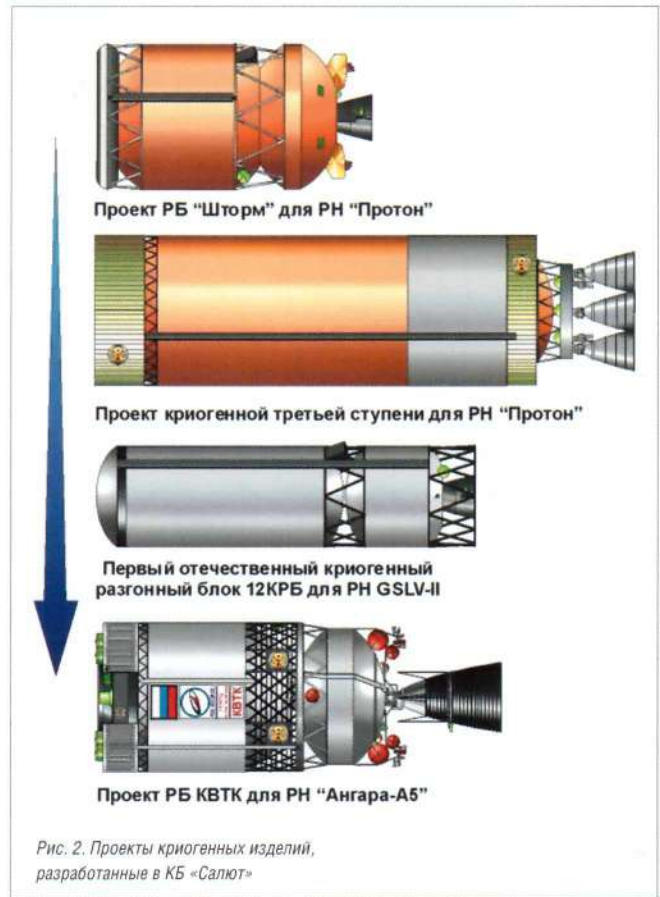


Рис. 2. Проекты криогенных изделий, разработанные в КБ «Салют»

- РБ на УТК космической головной части;
- комплект транспортировочного оборудования РБ;
- наземный измерительный комплекс РН и РБ на космодроме «Восточный»;
- учебно-тренировочные средства.

Предстоит также провести работы по дооснащению наземного комплекса КРК «Ангара» для подготовки РБ КВТК на космодроме Плесецк, включая оснащение УТК необходимым технологическим оборудованием, дооснащение пусковой установки унифицированного СК для работ с РБ КВТК, а также создание комплекта транспортировочного оборудования РБ КВТК на космодроме Плесецк.

Таким образом, ближайшей и главной задачей ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» в части продолжения работ по криогенной тематике является успешное выполнение ОКР «Двина-КВТК», что будет способствовать дальнейшему совершенствованию энергетических возможностей отечественных средств выведения (СВ).

Научно-технической основой для разработки в КБ «Салют» разгонного блока КВТК послужил ранее созданный на предприятии проектно-конструкторский задел (рис. 2). В частности, с начала 1970-х годов на базе ЖРД 11Д56 (КВД1), спроектированного КБ Химмаш для верхней ступени лунной ракеты Н1, в КБ велись разработки кислородно-водородных РБ первоначально для РН тяжелого класса «Протон» и ее модификации РН 11К88, а затем для РН среднего класса «Зенит» (проект РБ «Шторм»). В силу ряда причин все эти проекты не вышли на стадию практической реализации. В

1985 году в рамках российско-индийского контракта на базе созданного научно-технического задела по РБ «Шторм» началась разработка кислородно-водородного РБ для индийской РН среднего класса GSLV. Первый запуск РБ, получившего обозначение 12КРБ, состоялся в 2002 году. В результате этой работы получен уникальный опыт, создан задел технических решений и обучены специалисты ГКНПЦ, что позволило и дальше развивать это направление уже применительно к отечественным СВ нового поколения, актуальность создания которых обусловлена целым рядом объективных причин.

Анализ тенденций развития зарубежных РН тяжелого класса показывает, что их модернизационный потенциал направлен на увеличение массы ПН, выводимой на высокоэнергетические орбиты (рис. 3), что обусловлено в первую очередь требованием динамично развивающегося рынка телекоммуникационных КА. В частности, по данным Европейского космического агентства, верхняя граница массы космических аппаратов, выводимых на ГСО, ежегодно поднимается в среднем на 125 кг, вследствие чего страны, занимающиеся запусками КА на ГСО и ГПО, в целях сохранения завоеванных в мировой космонавтике позиций должны разрабатывать РН и РБ с увеличенной энергетикой. Результатом стало создание РН тяжелого класса повышенной грузоподъемности: Atlas-5, Delta-IV Heavy, Ariane-5ESB, обеспечивающих выведение на ГПО ПН массой 12 – 13 т, первые запуски которых были проведены в 2009 – 2010 годах.

В разработанном Роскосмосом проекте Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу поставлены задачи сохранения лидирующих позиций в области создания средств выведения и обеспечения мирового уровня эксплуатационно-технических характеристик отечественной космической техники. В этой связи следует признать, что энергетические характеристики создаваемой в настоящее время РН тяжелого класса «Ангара-А5», даже при использовании РБ КВТК, обеспечат выведение ПН с космодрома Плесецк массой 4,5 т на ГСО и 7,5 т на ГПО, а в случае развертывания РН на космодроме «Восточный» – до 5 т на ГСО и 8,2 т на ГПО.

Для ликвидации наметившегося в последнее время отставания отечественных СВ от зарубежных РН тяжелого класса по своим энергетическим возможностям, необходимым для обеспечения запуска перспективных КА социально-экономического и оборонного назначения на ГСО и ГПО и проведения фундаментальных исследований в дальнем космосе, ГКНПЦ им. Хруничева, отвечающему за этот сегмент рынка пусковых услуг, необходимо уже в ближайшее время разработать на базе имеющегося научно-технического задела носитель тяжелого класса повышенной грузоподъемности и обеспечить его эксплуатацию на космодромах Плесецк и «Восточный». С этой целью КБ «Салют» в инициативном порядке разработало предложения по дополнению существующего семейства унифицированных РН «Ангара» двухступенчатой РН тяжелого класса по-

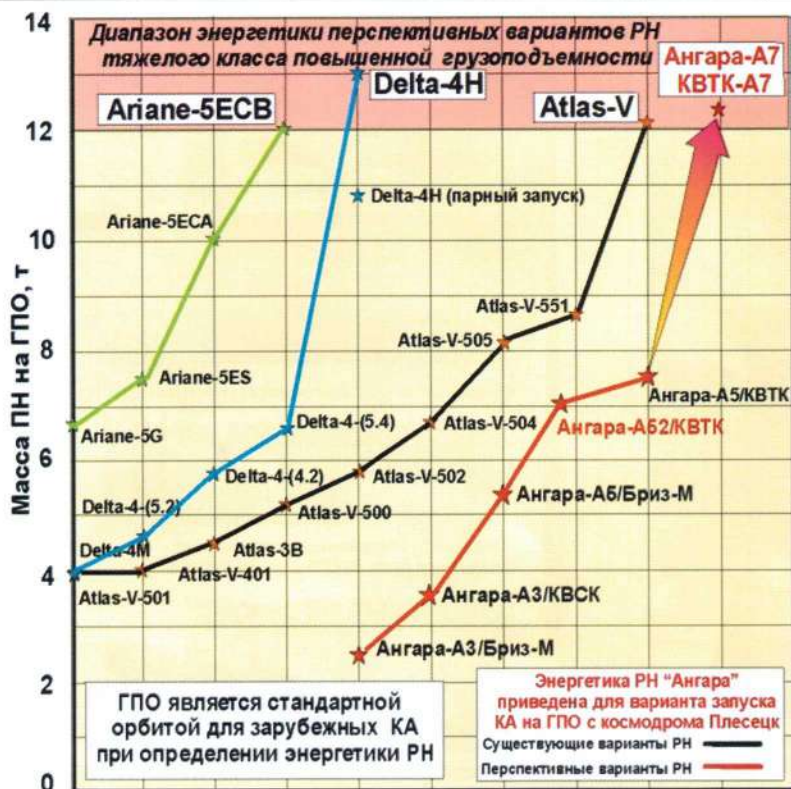


Рис. 3. Модернизационный потенциал РН среднего и тяжелого классов

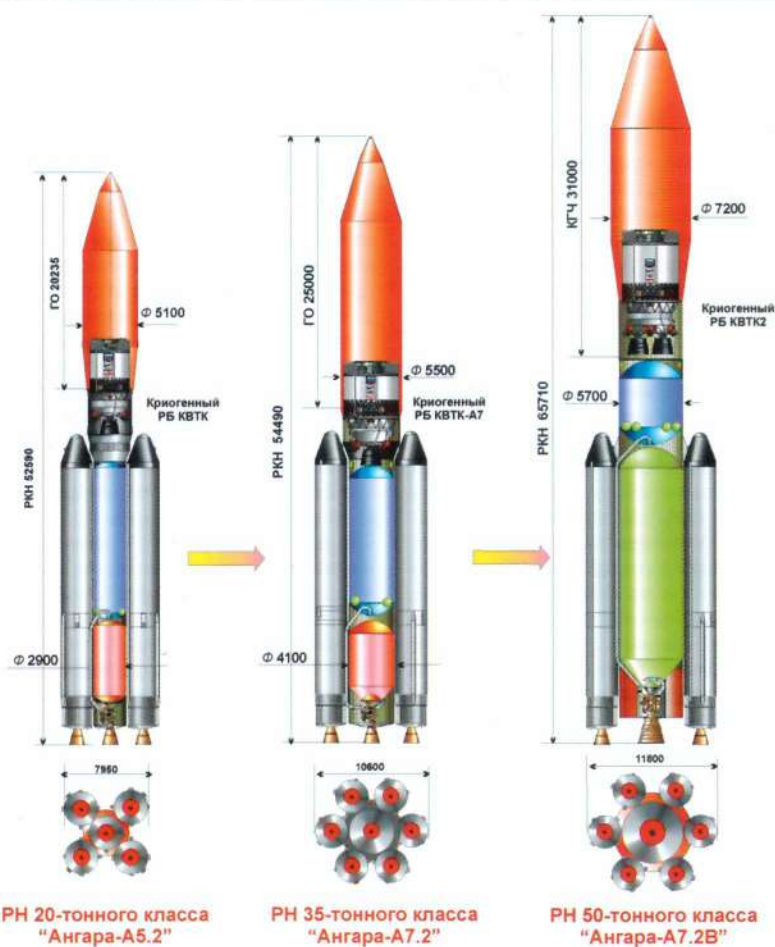


Рис. 4. Концепция повышения энергетических возможностей РН семейства «Ангара»

вышенной грузоподъемности – 35-тонным носителем «Ангара-А7.2», макет которого был впервые представлен в рамках экспозиции ГКНПЦ им. Хруничева на выставке МАКС-2009. РН «Ангара-А7.2» создается на базе РН «Ангара-5.2», предназначенной для запуска пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП) путем увеличения количества унифицированных ракетных модулей с ЖРД РД-191 (УРМ-1), применяемых на первой ступени, с четырех до шести и повышения рабочего запаса топлива второй ступени до 240 т. Блок баков второй ступени диаметром 4,1 м в целях снижения стоимости производства спроектирован с использованием элементов баков второй ступени РН «Протон».

Как и РН «Ангара-А5», носитель «Ангара-А7.2» для выведения КА на высокоэнергетические орбиты должен оснащаться криогенным РБ соответствующей размерности, разрабатываемым на базе РБ КВТК (РБ КВТК-А7), но отличающимся от него увеличенным на 46 % рабочим запасом топлива и возросшим до 5,1 м диаметром водородного бака. Таким образом, РБ КВТК становится базой для создания целого семейства криогенных РБ, унифицированных по основным проектным решениям, конструкционным материалам, агрегатам ДУ, системы управления и другому оборудованию. Проведенные экономические оценки РН «Ангара-А7.2» с РБ КВТК-А7 показывают, что по сравнению с РН «Ангара-А5» с РБ КВТК за счет возможности проведения парных запусков обеспечивается сокращение удельной стоимости выведения ПН на ГПО приблизительно на 25 %. При этом даже при запуске с территории космодрома Плесецк РН «Ангара-А7» позволит на долгосрочную перспективу поддержать паритет с новыми зарубежными РН тяжелого класса повышенной грузоподъемности, такими как Atlas-5, Delta-IV Heavy, Ariane-5ECB, по массе ПН, выводимой на наиболее востребованные высокоэнергетические орбиты.

В части реализации отечественной пилотируемой программы в проекте Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу отмечается, что «...стратегической целью пилотируемой космонавтики в рассматриваемый долгосрочный период является не только сохранение, но и укрепление лидирующих позиций России в мировой космонавтике за счет решения пилотируемыми средствами качественно новых задач, приобретения опыта освоения новых областей космического пространства – окололунного пространства и Луны». Вместе с тем проект Стратегии, в отличие от более ранних документов, не определяет это направление в качестве первоприоритетного, отдавая первенство работам, связанным с развитием и использованием космической техники, технологий и услуг в интересах удовлетворения потребностей социально-экономической сферы, науки, обороны и безопасности страны.

Однако не следует игнорировать социальную значимость пилотируемой космонавтики. Наличие собственной пилотируемой программы является показателем отношения общества к исследованию космического пространства и поддерживает авторитет страны на международной арене как высо-

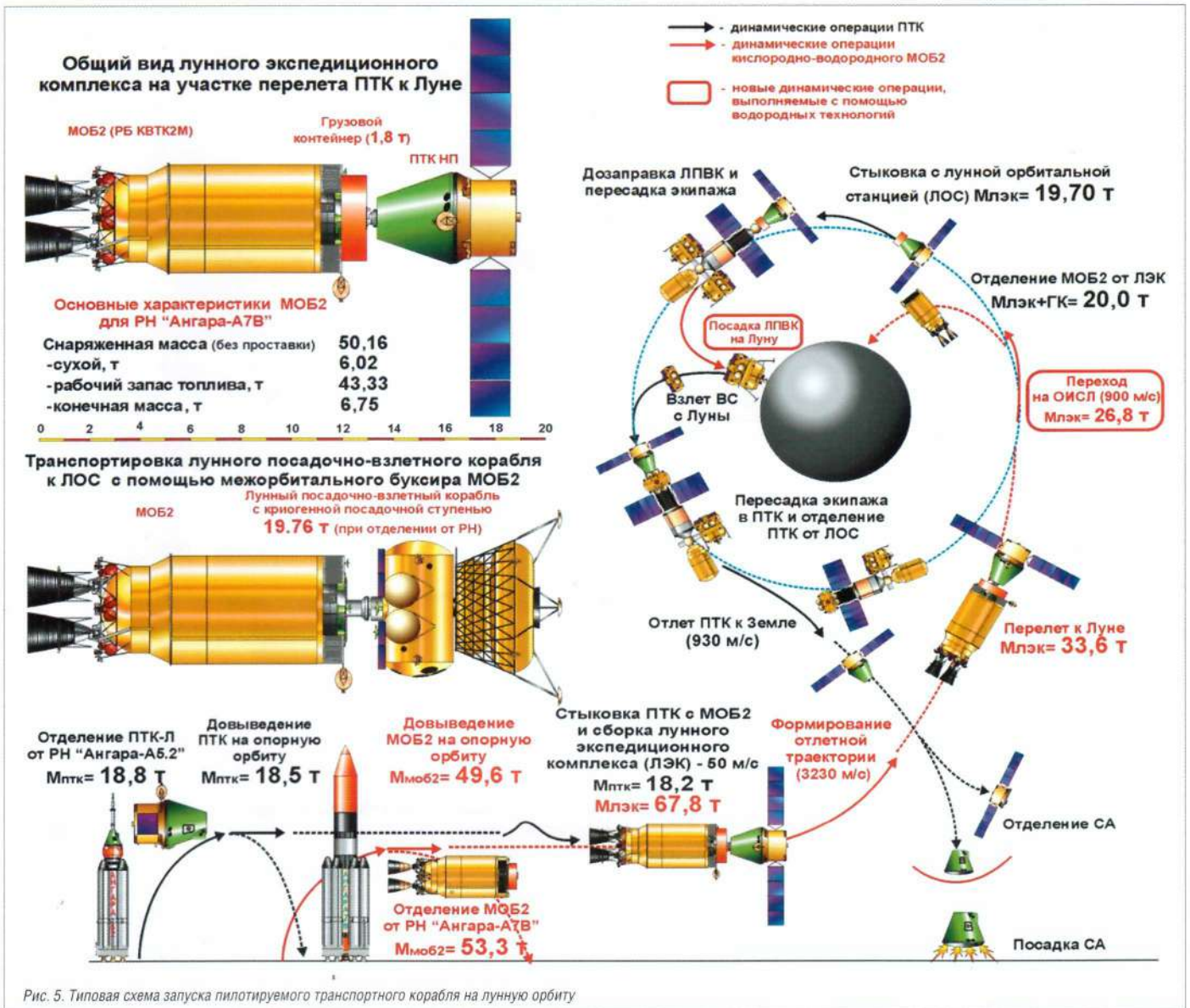


Рис. 5. Типовая схема запуска пилотируемого транспортного корабля на лунную орбиту

котехнологичного государства, способного реализовывать крупномасштабные проекты, продвигающие прогресс всего человечества. Не случайно амбициозная задача пилотируемого полета на Луну включена не только в космическую программу такой динамично развивающейся страны, как Китай, но и в космическую программу Индии, еще даже не открывшей этап пилотируемых полетов в околоземном пространстве.

Очевидно, что расставленные приоритеты космической деятельности будут лимитировать выделяемые финансовые ресурсы и не позволят решать проблемы развития пилотируемой космонавтики традиционными экстенсивными методами. Проблема реализации программы осуществления пилотируемых полетов в дальнем космосе, а также высадки космонавтов на поверхность Луны, которая в соответствии с проектом Стратегии должна состояться на рубеже 2020 – 2030 годов, заключается в том, что развертывание работ в этом направлении потребует в первую очередь создания РН и РБ с существенно более высокими энергетическими возможностями,

чем у СВ, решающих задачи в околоземном пространстве. В частности, при использовании типовой «двухпусковой» схемы лунной экспедиции пилотируемый транспортный корабль (ПТК) с экипажем выводится на РН 20 – 25-тонного класса и стыкуется на опорной орбите с лунным посадочно-взлетным кораблем (ЛПВК), который выводится на РН сверхтяжелого 100 – 140-тонного класса вместе с кислородно-водородным РБ, обеспечивающим отлет сборки к Луне. Применительно к российским условиям реализация «двухпусковой» схемы лунной экспедиции невозможна без разработки суперракеты типа РН «Энергия» со стартовой массой 2300 – 2400 т и сверхмощного криогенного РБ, а также строительства на космодроме «Восточный» «с нуля в чистом поле», точнее в тайге, уникального технического комплекса и пусковой установки, стоимость которых будет намного превышать общие затраты государства на космическую деятельность.

В этом плане освоение водородных технологий сможет сыграть решающую роль в повышении экономической эффективно-

сти пилотируемых программ исследования Луны и Марса. В частности, как показали проведенные в КБ «Салют» исследования, их рациональное применение сможет способствовать радикальному снижению затрат на создание СВ за счет отказа от разработки КРК с РН сверхтяжелого класса и применения схемы лунной пилотируемой экспедиции, основанной на максимальном использовании задела по РБ KBTK и КРК «Ангара», в том числе технического и стартового комплексов.

Предлагаемая схема лунной экспедиции предусматривает два парных запуска, каждый из которых включает выведение на опорную орбиту высотой 240 км целевой ПН с помощью носителя 20-тонного класса с последующей автоматической стыковкой с мощным кислородно-водородным РБ, который выводится на опорную орбиту носителем 50-тонного класса. Типовая схема парного запуска показана на рис. 5. Первым парным запуском на окололунную орбиту выводится ЛПВК, который стыкуется с лунной орбитальной станцией (ЛОС) и ожидает прилета экипажа лунной экспедиции.



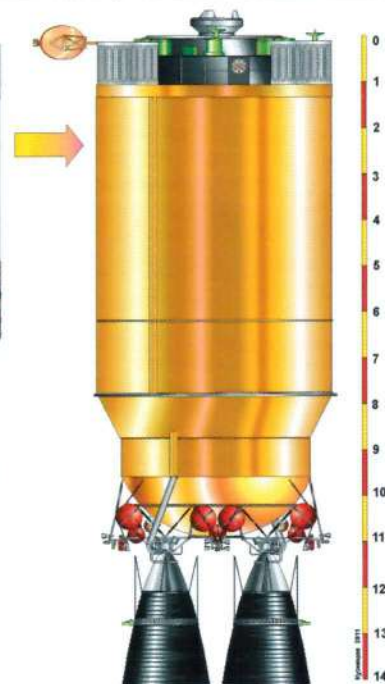
РБ KBTK
для РН 20-25-тонного класса



РБ KBTK-A7
для РН 35-тонного класса



РБ KBTK2
для РН 50-тонного класса



Межорбитальный буксир MOB2
для РН 50-тонного класса для полета
со стыковкой с ПН на ОИСЗ

Характеристики	РБ			
	KBTK	KBTK-A7	KBTK2	MOB2
Начальная масса РБ без ПН, т	23,73	31,95	44,91	53,39
Рабочий запас топлива, т	19,60	26,50	36,75	43,00
ПН (ГСО), т	5,1*	8,2*	11,4*	–
ПН (отлетная траектория к Луне), т	9,7*	15,3*	20,0*	–
ПН (на орбите спутника Луны), т	7,3**	11,6**	15,1**	20,0***

* – однопусковая схема с космодрома «Восточный»
 ** – торможение у Луны выполняет ПН (Jду=330 с)
 *** – двухпусковая схема (стыковка с ПН на ОИСЗ), торможение у Луны выполняет MOB2 (Jду_{MOB2}=470 с)

Рис. 6. Общий вид системы кислородно-водородных РБ для РН семейства «Ангара» среднего и тяжелого классов на базе ЖРД РД0146Д

Вторым парным запуском по аналогичной схеме к ЛОС доставляется пилотируемый космический корабль (КК) с экипажем, члены которого передеваются в хранящиеся на ЛОС «лунные» скафандры, переходят в ЛПВК и совершают высадку на поверхность Луны.

Баллистической особенностью предлагаемой схемы является применение в качестве межорбитального буксира MOB2 криогенного РБ с увеличенным временем активного существования с 6 – 7 часов до 5 – 6 суток. MOB2 (2 указывает на то, что буксир двухдвигательный) не только формирует отлетную траекторию к Луне, но и через 4 – 5 суток, при подлете к Луне, отработывает тормозной импульс величиной приблизительно 900 м/с, обеспечивающий выход сборки на окололунную орбиту. Это позволит почти вдвое (на 4,4 т) уменьшить массу заправляемого топлива ДУ ПТК, а следовательно, и разницу между снаряженной массой «лунного» и «околоземного» вариантов ПТК, разрабатываемых в настоящее время РКК «Энергия». Предлагаемая схема снижает требования к энергетике РН, используемой для запуска ПТК, тем самым обеспечивается экономия финансовых ресурсов, эквивалентная 13 млн долларов при каждом запуске ПТК в варианте, предназначенном для решения задач в околоземном пространстве (вариант ПТК-3).

Рассмотрим рациональные пути создания РН 50-тонного класса. Известно, что

использование жидкого водорода в качестве топлива на второй ступени взамен керосина позволяет радикально повысить массу выводимой ПН без увеличения стартовой массы ракеты. Поэтому было принято решение создавать РН 50-тонного класса «Ангара-A7.2В» («В», т.е. водородная) в качестве варианта «керосиновой» РН «Ангара-A7.2» путем замены кислородно-керосиновой второй ступени с ЖРД РД-191 на кислородно-водородную ступень с ЖРД РД0120, разработанным в 1980-х годах КБ Энергомаш для второй ступени РН «Энергия» (рис. 4).

Проектные проработки показывают, что РН «Ангара-A7.2» и РН «Ангара-A7.2В» имеют близкие габариты и стартовые массы (1130 т и 1113 т соответственно), что позволит производить их запуски с доработанного стартового комплекса РН «Ангара», оснащенного сменными пусковыми столами. При этом унифицированная конструкция первых ступеней носителей «Ангара-A7.2» и «Ангара-A7.2В», скомпонованных на базе УРМ-1, обеспечит снижение стоимости их производства и эксплуатации. Таким образом, на базе УРМ-1 может быть сформирована система РН тяжелого класса с массой выводимой ПН от 20 до 50 т. В части криогенных РБ, как отмечалось выше, проектно-конструкторский задел, производственная база ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и кооперация, сложившаяся в процессе создания РБ KBTK, позво-

ляют разработать на его основе систему кислородно-водородных РБ, имеющих высокую степень унификации основных проектно-конструкторских и технологических решений (рис. 6), за счет чего обеспечивается снижение технических рисков, сроков и стоимости разработки отечественных СВ, используемых для запуска ПН на высокоэнергетические орбиты.

Сравнительный анализ возможных сценариев применения перспективных СВ тяжелого и сверхтяжелого классов показывает, что использование носителя сверхтяжелого класса для решения задач социально-экономического и оборонного значения в околоземном пространстве, а также большинства программ исследования дальнего космоса с помощью беспилотных КА является переразмеренным по энергетике и экономически неэффективным, поскольку, как отмечается в выпущенной в 2006 году под редакцией руководителя Центра им. Келдыша А.С. Коротеева книге «Пилотируемая экспедиция на Марс», даже в случае сборки уникального по массово-габаритным характеристикам марсианского экспедиционного комплекса на околоземной орбите максимальная масса моногруза – марсианского взлетно-посадочного комплекса – не превышает 40 т. Совместная эксплуатация 20-тонной РН «Ангара-5.2», 35-тонной РН «Ангара-A7.2» и 50-тонной РН «Ангара-A7.2В» с кислородно-водородной второй ступенью, а также ряда кри-

огенных разгонных блоков на базе ЖРД РД0146Д позволит оперативно создать более эффективную и гибкую с точки зрения экономики и инвариантности решаемых целевых задач транспортную космическую систему, чего, собственно говоря, и требует проект Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу.

Предлагаемая КБ «Салют» концепция развертывания лунной пилотируемой программы, базирующаяся на оптимизации размерности задействованных РН, позволит минимизировать расходы на их создание и эксплуатацию, а также безвозвратные потери при возникновении форс-мажорных обстоятельств, например, приостановки в силу объективных причин реализации не являющейся первоприоритетной пилотируемой программы исследования дальнего космоса. Причем система «лунных» СВ оказывается достаточно эффективной и по энергомассовым критериям. В частности, при суммарной стартовой массе четырех запускаемых РН в 3659 т обеспечивается выведение ПН общей массой 137,2 т на околоземную орбиту высотой 240 км и 39,4 т на окололунную орбиту. Для сравнения, американская «двухпусковая» схема лунной экспедиции включает запуск пилотируемой РН типа Ares-1 (стартовая масса 900 т, масса ПН на опорной орбите 27 т) и РН сверхтяжелого класса SLS (стартовая масса 3370 т, масса ПН на опорной орбите 130 т). Несмотря на менее благоприятные условия расположения космодрома «Восточный» (широта 51,8 градуса) по сравнению с мысом Канаверал (широта 28 градусов), сравниваемые схемы экспедиции имеют практически равные показатели по относительной массе ПН, выводимой на опорную орбиту (3,75 % и 3,67 % соответственно).

Разработанная система «лунных» СВ является более гибкой еще и потому, что двухпусковая схема («Ангара-5.2»+ПН и «Ангара-А7.2В»+МОБ2) может использоваться в беспилотном режиме для решения задач транспортно-технического обеспечения ЛОС расходными материалами. Таким образом, данная схема может стать своего рода лунным вариантом КК «Прогресс», а также производить транспортировку на поверхность Луны модулей лунной базы, транспортных средств и другого оборудования, необходимого для перехода от этапа разовых посещений Луны, как это было сделано в программе «Аполлон», к этапу планомерного исследования и освоения ее природных ресурсов.

Достижение максимального эффекта от применения водородных технологий потребует их внедрения не только на РН и РБ, но в конструкции других элементов лунной пилотируемой программы, в частности ЛПВК. Последний состоит из посадочного корабля (ПК), обеспечивающего доставку на поверхность Луны членов экспедиции со снаряжением, и взлетного корабля (ВК), который должен находиться в «боеготовом» состоянии на Луне не менее месяца и обеспечить транспортировку членов экспедиции к ЛОС для пересадки в ПТК НП и последующего возвращения на Землю. Очевидно, что необходимость длительно-

го нахождения ВК в условиях лунного дня потребует в среднесрочной перспективе использования ДУ на высококипящих компонентах.

Выбор ДУ для ПК не столь однозначен. Сравнение двух вариантов ЛПВК с фиксированной массой взлетного корабля (приблизительно 10 т) показало, что при использовании ПК, оснащенного кислородно-водородной ДУ, даже с учетом ухудшения его массового совершенства на 30 % по сравнению с ПК на высококипящих компонентах за счет более высокой удельной тяги ДУ (460 с и 330 с соответственно), стартовая масса ЛПВК может быть уменьшена на треть. Это позволяет радикально снизить требования к энергетическим характеристикам используемых РН, «завязав» систему СВ, как показано на рис. 5, на РН 50-тонного класса. Ценой вопроса является усложнение динамической схемы лунной экспедиции вследствие перехода от двухпусковой к четырехпусковой схеме, а также необходимость решения проблемы сохранения криогенных компонентов в баках ПК в процессе 4 – 5-суточного перелета к ЛОС и последующего ожидания прилета ПТК с экипажем.

Проблема может быть решена путем оснащения ПК активной системой криостатирования, которая существенно усложнит и утяжелит его конструкцию за счет установки панелей холодильника-излучателя и солнечных батарей, являющихся источником питания турбодетандера. Более рациональным представляется подход к проектированию ПК, основанный на допущении безвозвратных потерь КРТ в процессе перелета к Луне, которые компенсируются после стыковки с ЛОС, в состав которой включен криогенный заправочный комплекс, обеспечивающий поддержание теплового режима баков ПК и восполнение из собственных запасов потерь криогенных КРТ. Таким образом, лунная орбитальная станция становится не просто перевалочной базой, но и важным элементом орбитальной инфраструктуры, обеспечивающим поддержание энергетического баланса лунной транспортной космической системы, а также средством отработки криогенных технологий, которые в дальнейшем еще в больших масштабах потребуются при сборке на околоземной орбите марсианского экспедиционного комплекса с ядерным ракетным двигателем.

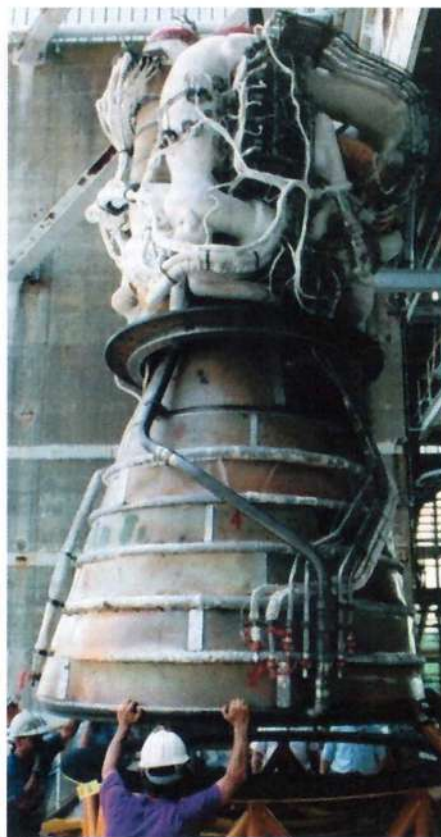
Перспективность применения в лунной пилотируемой программе криогенных технологий подтверждается результатами последних исследований геологии Луны, проведенных с помощью КА LRO, открывших наличие запасов льда в приполярных областях, что позволит в будущем, после создания лунной базы, развернуть производство жидкого водорода и кислорода из местного сырья с использованием в качестве источника энергии солнечных батарей или мобильной ядерной энергетической установки. Производство криогенных КРТ на Луне даст возможность радикально изменить состав и принципы применения ЛПВК, позволит отказаться от использования специализированного ВК за счет заправки и повторного использования посаженного на Луну ПК, но уже в качестве

взлетной ступени. Таким образом, создав на Луне запас отработавших ПК и используя их в качестве танкеров для пополнения запаса криогенных КРТ заправочного комплекса, функционирующего в составе ЛОС, можно будет перейти от четырехпусковой к двухпусковой схеме лунной экспедиции, что еще более повысит ее эффективность.

Подводя итог анализу перспектив применения криогенных технологий в лунной



Кислородно-водородный ЖРД РД0146Д является ключевым элементом системы отечественных криогенных разгонных блоков



Самый мощный отечественный кислородно-водородный ЖРД РД0120, разработанный КБ химавтоматики для второй ступени РН «Энергия», предполагается использовать для «лунного» варианта РН «Ангара-А7.2В»



Огневые испытания ЖРД РД0146Д на стенде КБ химавтоматики

пилотируемой программе, можно сделать следующий вывод. Создание кислородно-водородного межорбитального буксира и лунной посадочной ступени, а также освоение технологии длительного хранения и заправки криогенных компонентов в условиях космического пространства обеспечит эффективную реализацию пилотируемой программы исследования Луны и станет базой для разработки энергодвигательного комплекса для марсианской экспедиции. В перспективе отработка технологии производства жидкого водорода и кислорода из льда на лунной базе позволит создать транспортную космическую систему, обеспечивающую стабильный грузопоток по трассе Земля-Луна-Земля и перейти от разовых посещений Луны к этапу ее планомерного освоения.

С точки зрения очередности освоения и применения криогенных технологий в изделиях ракетно-космической техники (РКТ), создание которых определено проектом Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу, можно сформировать следующие приоритеты:

- кислородно-водородный РБ КВТК для РН «Ангара-А5»;
- кислородно-водородный РБ КВТК-А7 для РН 35-тонного класса «Ангара-А7.2»;
- криогенная вторая ступень для РН 50-тонного класса «Ангара-А7.2В»;
- межорбитальный буксир МОБ2 для РН «Ангара-А7.2В»;
- лунный посадочный корабль с криогенной ДУ;
- орбитальный заправочный комплекс;
- завод по производству криогенных КРТ на лунной базе;
- многоразовый межорбитальный буксир с ядерным ракетным двигателем (ЯРД);
- энергодвигательный комплекс марсианского корабля с ЯРД.

В той или иной степени в выполнении указанных работ будут задействованы не только организации, входящие в состав ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», но и множество других предприятий ракетно-космической отрасли, что придаст импульс развитию отечественной космонавтики.

Очевидно, что эффективное освоение водородных технологий потребует решения целого комплекса научно-технических и технологических проблем, среди которых можно выделить следующие.

1. Конструкция криогенных РН и РБ. Разработка высокоэффективных конструкций, основанных на применении в блоке баков новых высокопрочных хладостойких сплавов, изготовлении криосовместимых сухих отсеков из композиционных материалов, оптимизации параметров многослойных теплоизоляционных покрытий, а также внедрении в производство РН и РБ перспективных технологических процессов: фрикционной сварки, ротационной вытяжки и проч. Разработка межорбитального буксира с трансформируемой конструкцией блока баков и системой утилизации хладоресурса стравливаемых КРТ, минимизирующих потери топлива на орбитальном участке полета. Освоение производства крупногабаритных баков и отсеков диаметром до 5,1 м для РБ, 5,7 м для ступеней РН и до 7,2 м для головного обтекателя (ГО). Оптимизация кооперации производства СВ, в том числе за счет привлечения для разработки и изготовления крупногабаритной второй ступени РН «Ангара-А7.2В» проектно-производственных мощностей Самарского региона.

2. Динамика полета и управление. Оптимизация схемы лунной экспедиции. Разработка бортовых алгоритмов автономной навигации и наведения МОБ2 и ЛПВК на всех этапах полета, включая формирование отлетной траектории, динамических операций в окрестностях Луны, в том числе стыковку с ЛОС, автоматическую посадку и взлет с поверхности Луны. Создание навигационного поля и системы КА-ретрансляторов в окрестностях Луны.

3. Двигательные установки. Завершение разработки и освоение производства маршевого ЖРД РД0146Д со сдвижным сопловым насадком для семейства криогенных РБ. Восстановление производства на Воронежском механическом заводе 200-тонного кислородно-водородного ЖРД РД0120, являющегося ключевым элементом программы создания «лунной» РН повышенной грузоподъемности «Ангара-

А7.2В». Разработка для ДУ СООЗ на криогенных компонентах.

4. Испытательная база. Восстановление мощностей по производству и транспортировке жидкого водорода в России в объеме, достаточном для его применения на РБ, и второй ступени РН тяжелого класса повышенной грузоподъемности. Модернизация стендовой базы НИЦ РКП для проведения испытаний второй ступени РН «Ангара-А7.2В» с ЖРД РД0120 на полный ресурс и высотных испытаний маршевого ЖРД РД0146Д для криогенных РБ.

5. Стартовый комплекс и наземная инфраструктура. Освоение космодрома «Восточный» как базы для решения задач обеспечения паритета с перспективными зарубежными РН тяжелого класса (РН «Ангара-А7.2» с РБ КВТК-А7) и реализации перспективной пилотируемой программы (РН «Ангара-А7.2В» с МОБ2). Создание универсального стартового комплекса со сменным пусковым столом, обеспечивающего запуск всей номенклатуры РН семейства «Ангара», включая двухступенчатые РН 35-тонного и 50-тонного классов. Разработка эффективной технологии производства жидкого водорода на космодроме «Восточный» годовой производительностью 1500 – 2000 т с учетом особенностей имеющихся местных источников сырья и энергоснабжателей.

6. Создание эффективной системы средств транспортировки элементов РКТ в процессе их производства и эксплуатации. Значительные габариты контейнеров, используемых для перевозки перспективных космических аппаратов, вторых ступеней РН «Ангара-А7.2», «Ангара-А7.2В», разгонных блоков и створок ГО, а также удаленность космодромов Плесецк и «Восточный» от мест изготовления РН и сложные погодные условия, исключающие возможность транспортировки грузов на внешней подвеске, требуют для обеспечения эффективного производства и эксплуатации СВ разработки средств авиационной транспортировки (типа используемого в настоящее время EADS самолета A300-600ST) на базе четырехмоторного дальнемагистрального самолета Ил-96Т.

7. Космические криогенные технологии. Разработка арматуры, способов хранения и заправки криогенных КРТ в условиях орбитального полета. Создание раскрывающихся гелиевых теплообменников-излучателей и малогабаритных криорефрижераторов с низким уровнем энергопотребления. Разработка технологии производства жидкого кислорода и водорода из лунного льда.

Представленные материалы позволяют сделать вывод о том, что развитие водородных технологий является стратегическим направлением совершенствования отечественных средств выведения, которое станет материально-технической базой для успешной реализации нового этапа исследования космического пространства, а также позволит ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» удерживать лидирующие позиции в российской космонавтике и обеспечит конкурентоспособность отечественных средств выведения в долгосрочной перспективе на международной арене.