

СОЗДАНИЕ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА Н1-Л3

 **Г.К. Акилов, С.П. Ольховская, Б.А. Танюшин**

РКК «Энергия» имени С.П. Королева
г. Королев, Московская обл., Россия, 141070
Тел.: (495) 5138655; факс: (495) 5136138; e-mail: post2@rsce.ru

Представлены основные результаты работ по внедрению кислородно-водородного топлива на ракетно-космическом комплексе Н1-Л3, которые проводились в 60-70-х годах прошлого века по инициативе С.П. Королева с целью расширения возможностей советской Лунной программы. Показано значение этих работ для последующего успешного применения жидкого водорода как ракетного горючего при создании МКС «Энергия-Буран» и российских кислородно-водородных разгонных блоков.

OXYGEN-HYDROGEN ROCKET BLOCKS DEVELOPMENT FOR ROCKET AND SPACE COMPLEX N1-L3

The paper presents key results of the work to introduce the oxygen-hydrogen propellant to the rocket and space system N1-L3 carried out in the 1960s and 1970s on the initiative of S.P. Korolev with the aim of enhancing the capabilities of the Soviet Lunar Program.

It demonstrates the significance of this work for the subsequent successful use of hydrogen as rocket fuel for the reusable space transportation system Energia-Buran and Russian upper stages running on oxygen/hydrogen propellant.

Акилов Г.К. – ведущий конструктор РКК «Энергия» имени С.П. Королева, специалист по экспериментальной обработке изделий.

Танюшин Б.А. – заместитель начальника отдела РКК «Энергия» имени С.П. Королева, специалист в области разработки средств выведения, заслуженный машиностроитель РФ.



Ольховская С.П. – инженер-программист I категории РКК «Энергия» имени С.П. Королева, специалист в области разработки средств выведения.

В начале шестидесятых годов прошлого века в ОКБ-1 (С.П. Королев) были разработаны предложения по внедрению кислородно-водородного топлива в ракетную технику и созданию в стране необходимой водородной инфраструктуры.

Работы по внедрению кислородно-водородного топлива предполагалось проводить как на ракете-носителе Н1, так и на разгонных блоках лунного комплекса Л3.

Применительно к ракете-носителю Н1 рассматривалось использование нового топлива на II и III ступенях.

К проведению работ были привлечены коллективы ОКБ-276, руководитель Н.Д. Кузнецов (СНТК им. Н.Д. Кузнецова), и ОКБ-165, руководитель А. Люлька (КБ ОАО «А. Люлька – Сатурн»).

ОКБ-276 была разработана проектная документация на кислородно-водородный двигатель НК-15В для II ступени Н1 с тягой на Земле 169 тс (в дальнейшем

рассматривались модификации этого двигателя с тягой до 200 тс), а ОКБ-165 – документация на двигатель 11Д54 для III ступени с неподвижной камерой и тягой в пустоте 40 тс.

В проектных материалах ОКБ-1 было показано, что для последних модификаций ракеты-носителя Н1 с 30 двигателями 11Д111 на I ступени использование кислородно-водородного топлива на II и III ступенях позволит увеличить массу полезного груза на низкой околоземной орбите с ~100 т до ~150 т, а его применение только на III ступени – до ~120 т.

Начинать внедрение кислородно-водородного топлива было решено с космических ракетных блоков относительно небольшой размерности (с запасом топлива до 50 т).

Эти блоки, получившие обозначение С и Р, предполагалось использовать в составе модернизированного лунного комплекса Л3 вместо блоков Г и Д.

Кислородно-водородное топливо должно было улучшить характеристики комплекса ЛЗ, что позволило бы осуществить экспедицию на Луну экипажу из трех человек, из которых двое должны были спуститься на поверхность Луны.

Рассматривалась также модификация лунного комплекса с использованием только одного кислородно-водородного блока С. Одной из задач такой модификации была доставка на Луну тяжелого лунохода Л5 массой ~11 т.

Луноход Л5 обеспечивал проведение длительных экспедиций на Луне с экипажем 3 человека (экипаж доставлялся отдельным пуском ракеты-носителя).

Создание кислородно-водородных двигателей для космических ракетных блоков С и Р было поручено коллективам ОКБ-2, руководитель А.М. Исаев (КБ ХИММАШ), и ОКБ-165.

ОКБ-2 приступило к разработке двигателя 11Д56 с тягой в пустоте 7,5 тс для космического ракетного блока Р, а ОКБ-165 – к разработке на базе упомянутого выше двигателя 11Д54 с неподвижной камерой новой модификации – двигателя 11Д57 для блока С с качанием камеры и с тягой в пустоте 40 тс.

Блок С разрабатывался как блок с однократным запуском двигателя и предназначался для выведения лунного комплекса на траекторию полета к Луне.

При массе топлива ~50 т он имел отделяемую массу ~8,7 т.

Блок Р, так же как и блок Д штатного комплекса ЛЗ, имел двигательную установку многократного запуска (до 7 включений) и должен был функционировать в условиях космического пространства до 7 суток.

При массе заправляемого топлива до 18,7 т и массе конструкции 4,3 т блок Р имел длину 8,7 м и диаметр 4,1 м.

Двигатели 11Д56 и 11Д57 разрабатывались по «замкнутой» схеме, что обеспечивало достижение более высоких энергетических характеристик.

Первый запуск кислородно-водородного двигателя 11Д56 с работой по замкнутой схеме был осуществлен в июне 1967 года. Двигатели 11Д56 и 11Д57 прошли полный объем экспериментальной отработки, которая была успешно завершена проведением межведомственных испытаний.

Для обоих двигателей рассматривалось использование неохлаждаемых сопловых насадков, в т. ч. сдвижных (для уменьшения габаритов разгонных блоков на участке выведения), и бустерных насосных агрегатов, облегчающих проведение запуска двигателей в невесомости. Работоспособность и характеристики двигателей были подтверждены большим объемом стендовой отработки.

На двигателе 11Д57М с фиксированным насадком (рис. 1) были достигнуты удельный импульс тяги в пустоте 456,5 кгс/кг и ресурс 800 секунд [1].

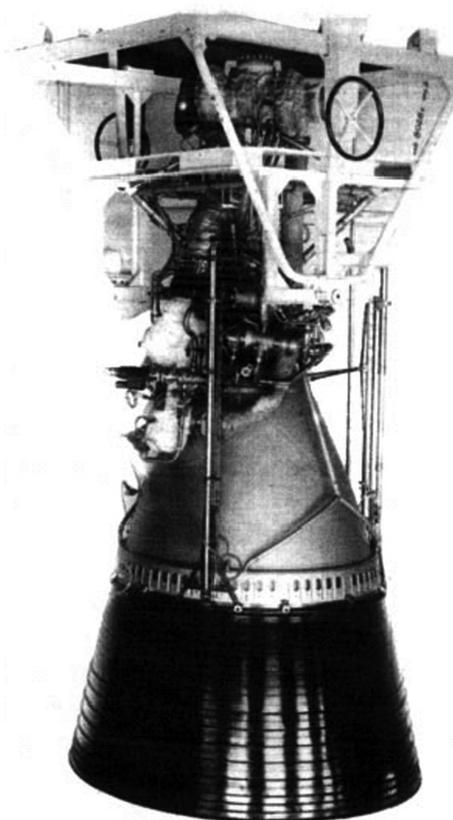


Рис. 1. Двигатель 11Д57М
Fig. 1. 11D57M Engine

В мае 1971 года было принято решение о разработке многоцелевого кислородно-водородного блока Ср с заправкой до 66,4 т. Этот блок должен был использоваться вместо блоков С и Р в составе модернизированного лунного комплекса для доставки его элементов на окололунную орбиту. Предполагалось также его использование для выведения тяжелых КА на геостационарную орбиту и разгона автоматических станций на траектории полета к планетам Солнечной системы.

При проектировании блоков Ср рассматривалась возможность использования либо одного двигателя 11Д57, либо связки из двух или четырех двигателей 11Д56М (модификация двигателя 11Д56 с улучшенными характеристиками).

По результатам проектных исследований к разработке был принят вариант с использованием на блоке Ср двух двигателей 11Д56М, который обеспечивал наилучшие характеристики. Основные параметры блока Ср приведены ниже в табл. 1, а его компоновка – на рисунке 2 [2].

Блок Ср был первым в России ракетным блоком, конструкция которого обеспечивала проведение после изготовления огневых технологических испытаний летного блока без последующей переборки и работу маршевых двигателей в полете на двух режимах (основном и режиме средней тяги, который предполагалось использовать для коррекции траектории).

Таблица 1

Основные характеристики блока Ср

Наименование	Значение
Компоненты топлива	$O_2 + H_2$
Масса заправляемого топлива, т	до 66,4
Масса конструкции, т	11,5
Габариты, м:	
- длина	16,5
- диаметр	5,2
Тип двигателей	11Д56М
Количество двигателей	2
Тяга двигателя, тс:	
- основной режим	7,54x2=15,08
- режим средней тяги	4x2=8
Удельный импульс тяги на основном режиме, кгс·с/кг	441
Число запусков двигателей в полете	до 5
Время полета, сут	до 11
Масса полезного груза, т:	
- на окололунной орбите	24,1(23,8)*
- на геостационарной орбите	20,0
- на траектории полета к Марсу	27,8

* При выведении пилотируемых кораблей.

В начале 1972 года был выпущен эскизный проект блока Ср, а в 1973 году в основном был завершён выпуск рабочей документации, и началась подготовка производства на заводе «Прогресс» и экспериментальная отработка.

Однако в 1974 году в связи с принятием решения о прекращении работ по ракете-носителю Н1 и лунному экспедиционному комплексу работы по блоку Ср также были свернуты.

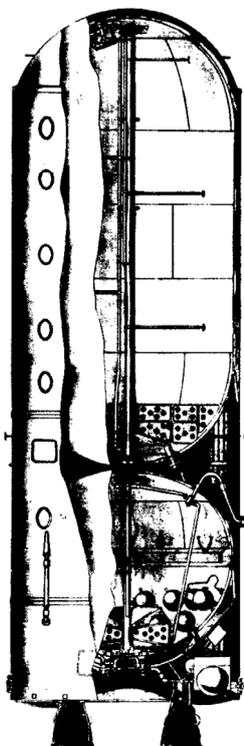


Рис. 2. Блок Ср
Fig. 2. The block Sr

Несмотря на это, экспериментальные работы на уже изготовленных для блоков Р и Ср экспериментальных установках и на самом блоке Р, который с 1971 года рассматривался как экспериментальный блок-лидер, на котором должны были пройти проверку новые технические решения, связанные с внедрением водорода в ракетно-космическую технику, продолжались до 1977 г.

На 42 экспериментальных установках была проведена отработка систем, агрегатов и узлов для блоков Р и Ср. Особенно большой объём экспериментальных работ был проведён на установке ЭУ-145 с полноразмерным водородным баком блока Р объёмом 42 м³. На этой установке отработывалась заправка бака жидким водородом и внутрибаковые процессы (проведено 30 заливок). Во время испытаний постепенно увеличивался заправляемый запас водорода с 500 до 2500 кг.

Для комплексной экспериментальной отработки блока Р заводом экспериментального машиностроения было изготовлено пять полноразмерных блоков Р.

С 1974 по 1976 год на двух полноразмерных блоках Р были проведены работы по отработке систем заправки, наддува, захолаживания расходных магистралей и раскрутки турбонасосных агрегатов двигателя в составе блока.

Особое внимание было уделено вопросам обеспечения пожаровзрывобезопасности при проведении испытаний. На блоке, предназначенном для огневых испытаний, вокруг двигателя и бустерных турбонасосных агрегатов была установлена бронезащита, которая предохраняла баки от поражения осколками в случае аварии двигателя. Полость бака горючего отделялась от полости бака окислителя герметичной конической оболочкой. Для исключения проливов компонентов на стендовые сооружения предусматривался автономный слив компонентов из полостей, окружающих баки окислителя и горючего.

Комплексная отработка блока Р завершилась проведением огневых стендовых испытаний в НИИХИММАШ. Первое огневое испытание блока Р было проведено 12 октября 1976 года. В период с 1976 по 1977 год прошли ещё два огневых испытания. Стендовые испытания блока Р были успешными и подтвердили работоспособность всех его систем.

Отдельные эксплуатационные характеристики блока Р (время полета в условиях космического пространства до 7 суток, возможность многократного, до 7 раз, запуска маршевого двигателя в полете) не превзойдены на эксплуатирующихся кислородно-водородных ракетных блоках до настоящего времени.

При проведении в период с 1960 по 1977 год работ по внедрению жидкого водорода как ракетного горючего для комплекса Н1-Л3, и в первую очередь при создании кислородно-водородных двигателей 11Д56 и 11Д57 и ракетных блоков Р и Ср, были созданы промышленная база по производству жидкого водорода, средства его транспортирования и длительного хранения, в НИИХИММАШ

– стендовая база для проведения испытаний двигателей, отработки водородных систем и огневых стендовых испытаний ракетных блоков.

Были исследованы и решены многие научно-технические проблемы, в частности, тепломассообмена, обеспечения теплового режима при хранении жидкого водорода в составе ракетного блока, в том числе при длительном полете в условиях космического пространства.

Были разработаны и прошли экспериментальную проверку технологии и средства подготовки водородного бака к заправке, заправки водородных систем, обеспечения безопасности при работе с жидким водородом в составе ракетного блока, измерения уровня компонентов и управления расходом топлива в полете, а также многие другие.

В процессе работ по созданию двигателей и кислородно-водородных блоков для комплекса Н1-Л3 были созданы конструкционные и теплоизоляционные материалы, работоспособные при температуре жидкого водорода, и экспериментально, в том числе на специальных конструктивно-подобных моделях, подтверждена их работоспособность при температуре жидкого водорода, были найдены конструкторские решения, обеспечивающие надежную работу узлов при криогенных температурах. Так, на блоке Р, впервые в практике создания ракетных блоков, использовалась несущая ферменная подвеска водородного бака – термомост, собранная из стеклопластиковых стержней, изготовленных методом непрерывной намотки, а для блока Ср впервые были разработаны узлы подвески криогенных баков в виде шарнирной фермы из титанового сплава.

Именно в это время российские специалисты-ракетчики научились работать с жидким водородом, разработали и проверили технологии работ с кислородно-водородными двигателями и ракетными блоками на всех этапах эксплуатации.

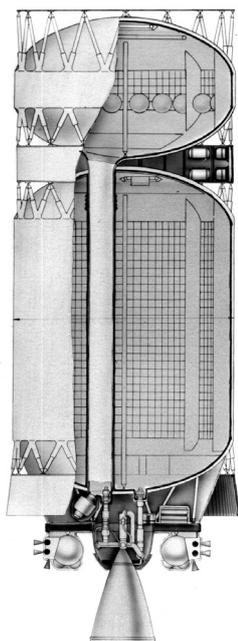


Рис. 3. Разгонный блок «Смерч»
Fig. 3. The Smerch Upper Stage

Созданная в этот период промышленная база для производства жидкого водорода, разработанные технологии, накопленный опыт позволили в короткие сроки разработать в конце 70-х – 80-х гг. прошлого века кислородно-водородный блок Ц для ракеты-носителя «Энергия», его двигатели РД0120 и необходимую наземную инфраструктуру, а также обеспечить безотказную работу наземных систем и самого блока Ц, начиная с первого пуска ракеты-носителя «Энергия».

Опыт создания кислородно-водородных блоков для комплекса Н1-Л3 был использован РКК «Энергия» при проведении работ по разгонному блоку «Смерч» для МКС «Энергия-Буран» (рис.3), при исследовании целесообразности применения кислородно-водородного межорбитального буксира для корабля «Буран», проведении проектных работ по унифицированному семейству кислородно-водородных блоков «Ястреб» для РН среднего и тяжелого классов, а также при разработке ГК НПС им. М.В. Хруничева кислородно-водородных разгонных блоков.

Список литературы

1. Афанасьев И. Выпавшее звено // Новости космонавтики. 2007. Том 17, № 6. С.71-72.
2. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева // Сборник под редакцией Ю.П. Семенова. 1996. С.262-263.

