



Станислав Петренко,  
главный конструктор Волжского  
КБ РКК "Энергия" им. С.П. Королева, дтн

Александр Иванов,  
ведущий конструктор  
ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова"

## БОЛЬШОЕ ВИДИТСЯ НА РАССТОЯНИИ

**21 февраля 1999 г. исполнилось 30 лет первому полету легендарной королевской ракеты-носителя (РН) Н1. За эти годы отечественная космонавтика сильно возмужала, стала неотъемлемой частью народного хозяйства страны и ее оборонного потенциала. Но даже на фоне огромных достижений 70-х и 80-х гг. проект "лунной" ракеты Н1 выглядит выдающимся.**

**Интерес к советской пилотируемой лунной программе со временем только усиливается. Специалистов и общественность все более интересуют как чисто научные, технические, так и политические моменты, нашедшие свое отражение в решениях высших государственных органов по программе "Н1-Л3".**

В июне 1960 г. С.П. Королев вышел с предложением в Правительство по созданию сверхтяжелой РН со стартовой массой до 2000 т для обеспечения экспедиций на Луну, Марс и Венеру. Предложение приняли. Был утвержден график создания носителя, которому присвоили индекс Н1 (носитель 1-й).

Однако в 1961 г., когда полным ходом шла разработка эскизного проекта РН Н1 и технических аппаратов для него, разразился известный "Карибский кризис". Правительство СССР отодвинуло срок создания сверхтяжелого носителя на 1965 г.

С.П. Королев, продолжая доказывать необходимость создания Н1, направил записку в Госкомитет по оборонной технике о возможности использования этой РН для вывода аппаратов, способных обнаружить пуски ракет из любой точки Земли и сообщить об этом на командные пункты. Масса аппаратов, способных выполнить эти и другие задачи, как показали предварительные расчеты, должна была составить около 80 т. Для их вывода на орбиту была необходима ракета со стартовой массой порядка 2000 т. Так появилось обоснование военного применения РН Н1, о котором впоследствии благополучно забыли и больше не вспоминали.

В результате предпринятых С.П. Королевым действий было подготовлено и 13 мая 1961 г. утверждено постановление Правительства СССР о возобновлении прерванных работ. И хотя почти через год (13 апреля 1962 г.) появилось второе постановление, по которому предполагалось ограничиться разработкой эскизного проекта и всесторонней оценкой вариантов и затрат на их реализацию, ОКБ-1 продолжало работы по первому документу. Предусматривалось два этапа создания ракеты. На первом разрабатывался облегченный вариант массой 750...1000 т на базе второй и третьей ступеней (он получил обозначение Н11). Ее полезная нагрузка составляла 20...25 т. На втором этапе разрабатывалась уже трехступенчатая ракета Н1 со стартовой массой порядка 2500 т. Эта последовательность была обусловлена принятой схемой отработки РН в процессе ЛКИ из-за недостаточно развитой наземной стендовой базы. Ее создание для испытаний и отработки первой ступени было не только очень дорогостоящим, но и технически сложным, а времени для решения и этой проблемы уже не было.



В ходе поиска окончательной схемы ракеты была произведена оценка более 60 различных вариантов с делением ракеты на ступени как последовательно, так и параллельно. Проводился всесторонний анализ "преимуществ и недостатков", включая технико-экономическое обоснование.

В ходе предварительных исследований "полиблочная" схема с параллельным делением на ступени, опробованная на знаменитой ракете Р-7, была отвергнута по причине неоптимальности массовых характеристик и необходимости введения дополнительных механических, гидро-, пневмо- и электросвязей между блоками.



На передний план после того, как было решено использовать жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) с преднасосами, позволяющими снизить давление наддува и уменьшить толщину стенок, а, следовательно, и массу баков, вышла моноблочная схема.

Проект РН Н1 был во многом выдающимся и передовым, однако основными его отличительными чертами стали оригинальная схема со сферическими баками и несущей обшивкой, подкрепленной силовым набором ("полумонокок"), а также кольцевым расположением ЖРД на блоках. Ступени Н1 соединялись между собой переходными фермами, через которые могли свободно истекать газы при "горячем" запуске двигателей следующих ступеней.

Управление ракетой по каналам курса и тангажа должно было осуществляться путем рассогласования тяги противоположных ЖРД, а по каналу крена — с помощью управляющих сопел, в которые подавался газ, отводимый от турбонасосного агрегата (ТНА).

Ввиду невозможности транспортировки ступеней Н1 по железной дороге было предложено внешнюю оболочку ракеты выполнить разъемной, а топливные баки изготавливать из листовых заготовок (лепестков) непосредственно на технической позиции космодрома.

В июне 1962 г. эскизный проект РН Н1 был рассмотрен Государственной экспертной комиссией, которая подтвердила правильность выбора принципиальной компоновки и выбора компонентов топлива (жидкий кислород и керосин). Комиссия отметила, что создание ракеты, способной вывести 75 т груза на околоземную ор-

биту, возможно в 1962-1965 гг., а также то, что ракетный комплекс Н1 способен обеспечить решение научно-прикладных исследований Луны и ближайших планет солнечной системы.

Особо следует упомянуть о выборе двигателей. С.П. Королев уже с 1958 г. по совету академика А.Н. Туполева начал сотрудничество с авиационным КБ генерального конструктора Н.Д. Кузнецова. Поэтому демарш В.П. Глушко с категоричным отказом проектировать кислородо-керосиновый ЖРД с дожиганием генераторного газа был воспринят спокойно. Уже в то время куйбышевцы создали кислородо-керосиновый НК-9 (связка из 4-х ЖРД) тягой 152 т и С.П. Королев не сомневался в том, что Н.Д. Кузнецов и коллектив Куйбышевского моторного завода (КМЗ) справится с заданием по разработке новых ЖРД для четырех блоков РН Н1. Город Куйбышев становится главным в осуществлении проекта Н1. Здесь был филиал №3 ОКБ-1 и завод "Прогресс", который серийно изготавливал РН Р-7. Кроме этого, к освоению производства нового носителя подключили авиационный завод, которому поручили изготовление блока "В". Моторостроительный завод им. М.В. Фрунзе стал изготавливать серийные ЖРД НК-15, НК-15В, НК-19 и НК-21 для всех четырех ступеней. Механический завод осваивал производство трубопроводов и газогенераторов, а Металлургический завод им. В.И. Ленина — крупногабаритные детали баков и элементы каркасов. Завод "Тяжмаш" (Сызрань) изготавливал фермы и крупные детали донной защиты.

Филиалу №3 ОКБ-1, позже преобразованному в Куйбышевский филиал Центрального конструкторского бюро энергетического машиностроения (КФ ЦКБЭМ), поручили сопровождать конструкторскую документацию при производстве блоков "А", "Б" и "В" на заводах куйбышевского куста, а затем — разработку конструкторской документации и экспериментальную отработку разгонного блока "Г", который входил в состав головного блока и предназначался для выведения лунного модуля с околоземной орбиты на траекторию полета к Луне.

Коллективом КФ ЦКБЭМ (руководитель Д.И. Козлов) и завода "Прогресс" (директор А.Я. Ленков) была проделана огромная работа по изготовлению и отработке узлов и агрегатов ракеты. Были созданы филиалы КБ и завода на космодроме и в Загорске. Тысячи специалистов, рабочих и техников трудились над созданием Н1. И вот наступило 20 февраля 1969 г., когда Н1 — воплощенный в металл труд миллионов людей, вовлеченных в гигантскую всесоюзную кооперацию, установили на старт. Председатель Государственной комиссии, министр общего машиностроения СССР С.А. Афанасьев дал разрешение на пуск.

**(Продолжение следует.)**



## THE BIG IS SEEN FROM A DISTANCE

In June 1960 Sergei Korolyev applied to the Soviet Government with a proposition to create a super-heavy launch vehicle, weighing some 2000 t, for sending a crew of cosmonauts to the Moon, Mars and Venus. The Government gave its approval. The new launch vehicle, christened the N1 (Russian abbreviation of the Carrier-1), was to have a ring-like arrangement of liquid-fuel rocket engines. Nikolai Kuznetsov and the team of the Motor Plant of Kuibyshev were ordered to develop a new engine operating on oxygen/kerosene mixture, with after-burning of the generated gases. The new engine would be used in the four blocks of the N1 launch vehicle. The N1 would be controlled in yaw and pitch channels by a difference in thrust of the opposite engines. Control over movements in the banking channel would be provided by special control jets, using gases from a turbo-pump unit. The NK-15, NK-15V, NK-19 and NK-21 liquid-fuel engines for the four-stage launch vehicle were developed and put into manufacture. On 20 February 1969 S. Afanasyev, the Minister of the General Machinery-building Ministry of the Soviet Union, gave his permission to launch the N1.



№ 2 (2) 1999

# Двигатель

Научно-технический журнал



*При анализе более чем 50-летнего пути отечественной космонавтики уместно задать вопрос: все ли, глядя с современных позиций, развивалось так, как надо...*

# БОЛЬШОЕ ВИДИТСЯ НА РАССТОЯНИИ

**Станислав Петренко,**  
главный конструктор Волжского КБ РКК "Энергия"  
им. С.П. Королева, д.т.н.  
**Александр Иванов,**  
ведущий конструктор ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова"

(Продолжение, начало в № 1)

Команду на зажигание подали 21 февраля 1969 г. в 12 ч 17 мин 55 с по московскому времени. Неожиданно по ложной команде система КОРД (контроль работы двигателей) выключила исправные ЖРД №№ 12 и 24 блока "А". Ракета сошла со стартового стола в 12 ч 18 мин 07 с, имея 28 работающих двигателей НК-15 из 30.

На 55-й секунде было зарегистрировано резкое возрастание температуры в районе двигателей №№ 3, 21, 22, 23, 24. До 68-й секунды полет проходил по расчетной траектории, двигатели работали нормально. На 69-й секунде из-за замыкания цепи постоянного и переменного тока системой КОРД по каналу пульсации была выдана команда на выключение всех двигателей.

Горящая ракета № 3Л летела под небольшим углом к горизонту. Она не взорвалась, не рассыпалась в воздухе на обломки. Плавно снижаясь, упала в 50 км от старта.

Принципиальная работоспособность связки из 30 ЖРД блока "А", системы их управления и отключения в полете была успешно подтверждена. Вину за аварию возложили на двигателистов, посчитав основной причиной недостаточную виброобработку ЖРД. Предполагалось ужесточить контроль хвостового отсека блока "А" перед стартом. Ракету № 4Л, аналогичную № 3Л, отправили на доработку с целью повышения надежности и грузоподъемности.

Второй старт ракеты Н1 (№ 5Л) состоялся 3 июля 1969 г. в 23 ч 18 мин 32 с по московскому времени. За четверть секунды до отрыва от стартового стола из-за попадания в насос окислителя металлического предмета (предположительно — стальной диафрагмы датчика пульсации) взорвался ЖРД № 8 блока "А". Перебило бортовую кабельную сеть, повредило соседние двигатели и телеметрическое оборудование. Начала разрушаться нижняя часть ступени. Через 0,5 с после команды "контакт подъема" система КОРД начала выключать ЖРД №№ 7, 8, 19 и 20; на девятой секунде — двигатель № 21 (противоположный ЖРД № 9). Ещё через пару секунд были отключены все двигатели, кроме ЖРД № 18, который продолжал работать.

Не успев из-за разрушения силовой кабельной сети отработать команду разворота на курс, ракета, поднимавшаяся практически вертикально, достигла высоты около 200 м, затем также вертикально стала падать на стартовый стол. На 15-й секунде полета сработала система аварийного спасения спускаемого аппарата беспилотного корабля 7К-Л1С, входившего в состав головного блока ракеты. Единственный работающий ЖРД постепенно разворачивал носитель вокруг оси, и на 23-й секунде ракета почти плашмя упала на старт и взорвалась. Она разрушила стартовое сооружение № 1, полностью уничтожила поворотную башню обслуживания, серьезно повредила подземные помещения стартового комплекса. Обломки носителя разбросало в радиусе 1 км.

Аварийная комиссия выяснила следующее. Еще при стендовой отработке ЖРД НК-15 при попадании крупных (десяти мм) метал-

лических предметов в насос окислителя происходило повреждение крыльчатки, возгорание и взрыв насоса. Мелкие металлические предметы (стружка, опилки и т. п.), сгорающие в газогенераторе, разрушали лопасти турбины. Неметаллические предметы (резина, ветошь и пр.), попавшие на вход ТНА, остановки двигателя не вызвали. Ракета № 5Л относилась к первой партии лётных изделий, в которой не предусматривалась установка фильтра на входе в насосы. Их должны были поставить на двигатели всех ракет, начиная с № 8Л, которую предполагалось использовать на пятом пуске.

Надежность ЖРД показала самому Н.Д. Кузнецову недостаточной. С июля 1970 г. в ОКБ начали создавать качественно новые двигатели фактически в многократном исполнении и со значительно увеличенными ресурсом и запасом работоспособности. Однако они были готовы только к концу 1972 г., а лётные испытания предполагалось до этого времени продолжать на ракетах со старыми ЖРД, над которыми повысили контроль.

Из-за повреждения стартового комплекса и замедления темпов работ подготовка третьего лётного испытания затянулась на два года. Только в воскресенье 27 июня 1971 г. ракета № 6Л стартовала в 2 ч 15 мин 7 с по московскому времени со второго, недавно построенного стартового сооружения площадки "110" космодрома Байконур. Все двигатели работали устойчиво. С момента отрыва телеметрия зафиксировала ненормальную работу системы управления по крену: уже к 8-й секунде полета на высоте около 250 м рулевые сопла встали на упоры, так и не сумев парировать возмущение по крену, которое все время увеличивалось и к 15-й секунде достигло 14°. Скорость и угол поворота постоянно возрастали.

Начиная с 39-й секунды система управления была не в состоянии стабилизировать носитель по осям. На 48-й секунде из-за выхода на закритические углы атаки началось разрушение ракеты-носителя в области стыка блока "В" и головного обтекателя. Головной блок отделился от ракеты и, разрушаясь, упал недалеко от старта. "Обезглавленный" носитель продолжал неуправляемый полёт. На 51-й секунде, когда угол поворота по крену достиг 200°, по команде от концевых контактов гиropлатформы выключились все двигатели блока "А". Продолжая разрушаться в воздухе, ракета летела еще некоторое время и упала в 20 км от старта, оставив на земле воронку диаметром 30 м и глубиной 15 м. Обломки носителя № 6Л рассеялись по территории в несколько квадратных километров.

Авария показала необходимость модификации ракеты еще до поступления новой партии носителей. Ракета Н1 № 7Л, готовящаяся к пуску, значительно отличалась от предшественниц. Были улучшены ее аэродинамические характеристики путём уменьшения площади днища блока "А" и введения заостренных гартрот-обтекателей трубопроводов вместо закругленных. Управление полетом осуществляла новая система, в которой для улучшения управляемости по каналу крена на первой и второй ступенях этого экземпляра вместо выхлопных сопел были установлены рулевые ЖРД. "Кислый" газ после турбин и керосин после насосов отбирались от основных ЖРД и шли в камеры сгорания рулевых двигателей по "гибким шлангам" — трубопроводам высокого давления типа сильфонов и коллекторам. Предполагаемая поставка основных ЖРД НК-33 в многократном исполнении к сроку не поспевала, и лётное испытание проводилось на старых одноразовых двигателях.

23 ноября 1972 г., через 17 месяцев после неудачного третьего запуска, состоялась очередная. Ракета № 7Л оторвалась от 2-го старта в 9 ч 11 мин 52 с по московскому времени. Для сторонних наблюдателей вплоть до 107-й секунды полет проходил успешно. Двигатели работали устойчиво, все параметры ракеты были в пределах нормы. Но некоторые причины для беспокойства

появились еще на 104-й секунде. Им даже не успели придать значения: через 3 с в хвостовом отсеке блока "А" сильный взрыв разметал всю периферийную двигательную установку и уничтожил нижнюю часть сферического бака окислителя. Ракета взорвалась и рассыпалась в воздухе на куски.

На вопрос о причинах катастрофы ракеты № 7Л до сих пор однозначного ответа нет. По официальной версии ОКБ-1, зафиксированной в заключении аварийной комиссии, все произошло в результате повреждений в хвостовом отсеке блока "А", вызванных разрушением двигателя № 4 из-за разгара насоса окислителя (как во втором пуске). ОКБ Н.Д. Кузнецова не согласилось с этими заключениями. По утверждению В.Н. Орлова, главного конструктора СНТК им. Н.Д. Кузнецова, авария произошла из-за разрушения трубопровода диаметром 250 мм, подающего кислород в ЖРД № 4, вследствие гидравлического удара, вызванного "пушечным" отключением шести центральных двигателей НК-15, которые, согласно циклограмме полета, примерно через 90 с после старта отключаются для уменьшения перегрузок при выведении и экономии топлива.

Четыре неудачных пуска и особенно авария ракеты № 7Л угнетающе действовали на некоторых лиц в руководстве отрасли и ЦК партии. Но сами исполнители программы не унывали. Они понимали — всё закономерно: пока громадная и суперсовременная, более совершенная, чем американская "Сатурн-V", ракета учится летать, аварии неизбежны. В носителе № 8Л разработчики постарались учесть все полученные ранее результаты лётных испытаний. Ракета значительно потяжелела, но у её создателей не было никаких сомнений в том, что взрывов и пожаров блока "А" уже не будет, и пятый пуск решит задачу полета беспилотной экспедиции Л-3 по упрощенной схеме без посадки на лунную поверхность.

К началу 1974 г. ракета № 8Л была собрана. На всех ее ступенях начали монтаж многократных ЖРД. Новый двигатель НК-33 блока "А" представлял собой модернизированный вариант НК-15 с существенно повышенной надежностью и работоспособностью. Его можно было испытывать многократно без съёма со стенда и переборки, а после его устанавливали на лётный экземпляр носителя. Пневмогидравлическую схему частично усовершенствовали и упростили: количество элементов пировавтоматики уменьшилось с 12 до 7. Уникальная безаварийная наземная отработка всех новых ЖРД в период 1969-1972 гг. давала уверенность в успешном пятом пуске ракеты, намеченном на IV квартал 1974 г.

Снятие академика В. Мишина с поста руководителя ОКБ-1 и назначение на его место в мае 1974 г. В. Глушко, неожиданное для многих, привело к тому, что работы по Н1 во вновь образованном НПО "Энергия" в кратчайший срок полностью свернули. Официальным (формальным) поводом закрытия проекта стало "отсутствие тяжёлых полезных грузов, соответствующих грузоподъёмности носителя". В 1976 г. предприятие переключилось на создание новой ракетно-космической системы "Энергия" — "Буря" — стратегической альтернативы американскому кораблю "Спейс-Шаттл".

По мнению многих специалистов, программу тяжелого носителя закрыли совершенно необоснованно. Отнюдь не двигатели повинны в этом: ЖРД Н.Д. Кузнецова, созданные более 20 лет назад, по-прежнему остаются в ряду самых выдающихся образцов техники мирового класса.

И, конечно, не на голом месте королевское ОКБ-1 впоследствии добилось первого же удачного пуска новой ракетно-космической системы "Энергия".

*(Продолжение следует)*

## DIGEST

Four unsuccessful launches of N1 rocket boosters and, especially, the last crash of the №7L rocket caused depression and disappointment in aerospace industry authorities and members of the Central Committee of Communist Party. Academician V. Mishin retirement in May 1974 and assignment of V. Glushko as the head of ОКБ-1 (Design Bureau-1), surprisingly for the majority, caused works on N-1 to be shelved in a short time at a newly established "Energy" company. In 1976 the company switched to development of a new space-rocket system called "Buran" being a strategic alternative to USA "Space-Shuttle".

HUGE IS SEEN AT DISTANCE

# БОЛЬШОЕ ВИДИТСЯ НА РАССТОЯНИИ

**Станислав Петренко,**

главный конструктор Волжского КБ РКК "Энергия" им. С.П. Королева, д.т.н.

**Александр Иванов,**

ведущий конструктор ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова"

(Продолжение, начало в №№ 1, 2)

Постановление о прекращении всех работ по РКК Н1-Л3 принято Советом Обороны СССР 17 мая 1974 г. В одном из его пунктов записано: "признать целесообразным Генеральному конструктору Н.Д. Кузнецову сосредоточиться на разработках новых образцов авиационных ГТД". По сути, этим постановлением, принятым государственным органом и имевшим силу закона, запрещалось Н.Д. Кузнецову заниматься разработкой ЖРД. Хотя именно в это время коллектив кузнецовского ОКБ и завода создал уникальный научно-технический задел по ЖРД, в том числе и по кислородо-водородным двигателям, имел кадры специалистов высшего класса, накопил солидный опыт и достиг выдающихся результатов.

Тайна принятия решения о прекращении работ по советскому пилотируемому лунному комплексу до сих пор остается нераскрытой. Не вскрыт подлинный политический механизм подготовки этого решения, как и его мотивы, авторы документов и многое другое. Из высших управленцев советской космической индустрии той поры живы С.А. Афанасьев — министр общего машиностроения и Л.В. Смирнов — председатель Военно-промышленной комиссии (ВПК) при президиуме Совета министров СССР. Эти оба



Председатель Совета Министров СССР А. Косыгин и Н. Кузнецов рассматривают рабочее колесо газовой турбины ТНА НК-33

Фото А. Шерстеникова



Огневые испытания двигателя НК-33 на стенде фирмы Aerojet

заслуженных человека, отдавших свои жизненные силы и знания делу развития ракетно-космической техники, не коснулись этой страницы отечественной истории аэрокосмической техники и, таким образом, умолчание истории проекта Н1-Л3 продолжается.

Преемник С.П. Королева — главный конструктор В.П. Мишин в своих публикациях доказывает несостоятельность запрета работ по теме Н1-Л3, но также обходит стороной все вопросы, связанные с интригами, происходившими перед принятием упомянутого решения Совета Обороны. Однако сейчас практически все, кто связан с историей ракетно-космической техники, знают, что инициаторами "прогрессивного" решения по теме Н1 были член Политбюро ЦК КПСС Д.Ф. Устинов и член ЦК КПСС главный конструктор КБ "Энергомаш" (г. Химки) В.П. Глушко. Последний и занял место В.П. Мишина в королёвском ОКБ-1.

В оценке того далекого события, круто повлиявшего на темп отставания отечественной космонавтики от американской в части создания сверхтяжелых РН и многогоразовых космических систем (МКС) (для сравнения: первый полет американского РН "Сатурн-V" состоялся 9 ноября 1967 г., а советского РН Н1 — 21 февраля 1969 г., т.е. раньше всего на 15 месяцев, в то время как первый полет МКС "Спейс-Шаттл" состоялся 12 апреля 1981 г., т.е. раньше первого полета РН "Энергия" (15.05.87) почти на шесть лет. Это был существенный отрыв США в негласном соревновании двух мировых космических держав), многие специалисты и историки как-то упрощенно, не системно и не научно настаивают на одной причине неудачи проекта Н1-Л3, а именно: двигатели НК-15, составившие силовую установку первой ступени РН Н1, были ненадежными, а их размерность неоптимальной. Вот оценка бывшего директора ЦНИИМАШ Ю.А. Можжорина: "Принятая размерность двигателей для 1-й ступени ракеты Н1 была крайне неудачной (150 тс в одном двигателе). Это потребовало включить в состав двигательной установки тридцать (30) НК-15, что существенно снижало ее надежность и требовало достижения высочайшей надежности одного двигателя и тщательной огневой отработки всего блока 1-й ступени на наземном стенде" ("Военно-космические силы" (кн. 1), С.-Петербург, 1997 г.).

Размерность кислородо-керосинового ЖРД для силовой установки первой ступени РН Н1 выбиралась С.П. Королевым вариативно: рассматривались размерности тяг 150, 300 и 600 тс.

Комплексный системный и функционально-стоимостной анализ показал уже к 1961 г., что в нашей стране в относительно короткое время возможно создание двигателя "замкнутой" схемы тягой не более 150...200 тс. В этом случае РН Н1 компоновалась с новейшей системой управления с возможностью осуществления резервирования в многодвигательной силовой установке. Из-за отсутствия финансовых возможностей для создания наземного стенда для отработки работоспособности и надежности ДУ первой ступени С.П. Королев сознательно пошел на ее комплексную доводку при ЛКИ. С этим предложением в то время согласились все: и в ЦК, и в АН СССР, и в основных НИИ ракетно-космической отрасли, в частности в ЦНИИМАШ (Ю.А. Мозжорин) и НИИТП (В.Я. Лихущин). Что касается надежности ЖРД НК-15, а затем и НК-33, то в то время они прошли комплекс таких сложных огневых наземных испытаний, что равных им до этого не было в СССР, а затем в США и в Западной Европе. Кроме того, следует указать, что восемь ЖРД НК-15В первой ступени РН Н1 успешно прошли блочные испытания по полетному циклу на наземном стенде в НИИХИММАШ (г. Загорск), и это было не просто выдающееся техническое достижение, но и косвенное подтверждение высокой надежности силовой установки первой ступени.

О высокой надежности двигателя НК-33 говорят также следующие данные:

- общая наработка к 1974 г составила более 180 000 с;
- технический ресурс достиг 1200 с, что соответствует десяти полетным циклам РН Н1;
- получен гарантированный ресурс 600 с при пяти пусках;
- подтверждена вероятность безотказной работы равная 0,996;
- по программе отработки форсированного варианта двигателя (индекс "СА") было проведено более 40 стендовых испытаний с суммарной наработкой около 8000 с, в которых двигатель работал с тягой 185...190 тс в течение почти 150 с.

Таких показателей к 1974 г. не имел ни один кислородо-керосиновый ЖРД в мире, да и сейчас они соответствуют современному уровню развития ракетного двигателестроения.

Анализ результатов ЛКИ РКК Н1-Л3 (всех четырех пусков) по-

казывает, что отработывалась с нарастающей тенденцией к успеху вся первая ступень в целом, а не кузнецовские ЖРД. Неудачи были связаны не с самими двигателями, а со всей системой "ракета — ДУ".

Пятый пуск РКК Н1-Л3 с многоразовыми ЖРД НК-33, НК-43, НК-39 и НК-31 для всех четырех ступеней, несомненно, подтвердил бы это.

Обыватели и непрофессионалы, интересующиеся историей проекта Н1-Л3, ссылаясь то на В.П. Глушко, то на Ю.А. Мозжорина, способствуют распространению мифа о принципиальной ненадежности ДУ первой ступени РН Н1, состоявшей из 30 ЖРД НК-33 (НК-15). На самом же деле принцип резервирования, т.е. возможность отключения ненормально (нештатно) работающих двигателей, позволял существенно повысить надежность системы "ракета — ДУ". Для этого нужно было довести до высокого совершенства диагностические системы, контролирующие параметры двигателей, которые вскоре были созданы и в США, и в СССР, но в это время уже не было самой ракеты Н1: приказом нового главного конструктора ОКБ-1 вся материальная часть летного комплекта № 8Л, находившаяся на космодроме Байконур, и задел были геростратовски уничтожены. Новому поколению создателей ракетно-космической техники уже не удастся увидеть русское чудо — лунный комплекс Н1-Л3.

Однако инициаторам "прогрессивного" решения не удалось уничтожить двигатели НК-33, НК-43, НК-39 и НК-31. Их сохранили на испытательной базе близ Самары. В новые времена ими заинтересовались американские космические круги, в результате чего сейчас подходит к завершению коммерческий проект, предусматривающий эксплуатацию двухступенчатого многоразового РН "Кистлер-1" (К-1), на первой ступени которого используются три ЖРД НК-33, а во второй — один ЖРД НК-43 (центральный ЖРД НК-33 на первой ступени американского РН К-1 приобретает новое качество — полетную многоразовость: согласно циклограмме полета, отработав 120 с, двигатель через 20 с будет вновь запущен для отработки маневра, обеспечивающего возвращение ступени на землю).

После закрытия проекта "Н1-Л3" во многих отечественных ракетных КБ неоднократно пытались применить кузнецовские ЖРД НК-33 (НК-43) на перспективных РН различного класса и назначения.



ПАРАМЕТРЫ РОССИЙСКИХ И АМЕРИКАНСКИХ КИСЛОРОДО-КЕРОСИНОВЫХ ЖРД

Двигатель	Разработчик	Предприятие-изготовитель	Тяга $R_3/R_{II}$ , тс	Удельный импульс $I_{уд.з}/I_{уд.п.с}$	Давление в камере, кгс/см <sup>2</sup>	Масса (сухая), кг	Удельная масса, кг/тс	Применение
РД-107	НПО Энергомаш	ОАО Моторостроитель	83,7/102,0	256/313	59,7	1155	13,8	1 ст. РН "Союз"
РД-108	НПО Энергомаш	ОАО Моторостроитель	76,0/96,0	248/315	52,0	1250	14,5	2 ст. РН "Союз"
РД-111	НПО Энергомаш	ОАО Моторостроитель	143/166	270/311	80,0	1480	8,9	1 ст. МБР Р-9
РД-120	НПО Энергомаш	Южмаш (Украина)	—/85,0	—/350	166,0	1125	13,2	2 ст. РН "Зенит"
РД-170	НПО Энергомаш	НПО Энергомаш	740/815	309/337	250,0	10700	13,1	1 ст. РН "Энергия", "Зенит"
РД-180	НПО Энергомаш	НПО Энергомаш	390/424	309/337	250,0	5756	14,7	1 ст. РН "Atlas-2AR"
РД-191	НПО Энергомаш	—	185/202	309/337	250,0	2200	11,9	1 ст. РН "Ангара"
РД-0110	КБХА	ВМЗ	—/30,4	—/326	69,5	408	13,4	3 ст. РН "Союз"
РД-0124	КБХА	ВМЗ	—/30,0	—/359	200,0	450	15,0	3 ст. РН "Союз-2", "Ямал"
НК-33	ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова	ОАО Моторостроитель	154/167	297/331	148,3	1247	8,1	1 ст. РН Н1, К-1, "Ямал"
НК-43	ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова	ОАО Моторостроитель	—/179,2	—/346	148,3	1396	7,8	2 ст. РН Н1, К-1
НК-39	ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова	ОАО Моторостроитель	—/41,5	—/352	93,8	584	14,2	3 ст. РН Н1
НК-31	ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова	ОАО Моторостроитель	—/41,5	—/353	93,8	722	17,6	4 ст. РН Н1
AJ26-800	Aerojet	—	370,0/408,0	308/339	167,0	3311	8,9	Liquid Booster Space Shuttle
H-1	Rocketdyne	Rocketdyne	93,1/104,0	263,4/296	45,8	912	9,8	1 ст. РН "Saturn-1B"
RS-27	Rocketdyne	Rocketdyne	94,0/104,8	263/295	49,0	1038	11,05	1 ст. РН "Delta"
RS-27A	Rocketdyne	Rocketdyne	91,0/107,5	255/302	49,0	1109	12,18	1 ст. РН "Delta-2"
MA-5	Rocketdyne	Rocketdyne	171,2/—	259/—	44,7	1424	8,31	1 ст. РН "Atlas"
MA-5A	Rocketdyne	Rocketdyne	192,0/—	264/—	50,5	1603	8,35	1 ст. РН "Atlas-2A"
MA-5D	Rocketdyne	—	175,0/195,0	308/337	175,0	1830	10,4	1 ст. РН "Atlas-2AR"
RSX	Rocketdyne	—	192,0/218,0	264/299	54,2	2041	10,63	1 ст. РН "Atlas-2A"
F-1	Rocketdyne	Rocketdyne	690/783	265/304,1	68,7	8444	12,22	1 ст. РН "Saturn-V"



# БОЛЬШОЕ

## ВИДИТСЯ НА РАССТОЯНИИ

Валентин Шерстянников, д.т.н.

(Окончание. Начало в №№ 1, 2, 3 - 1999 г.)

Концепция ракеты Н1 и ее ДУ, разработанная С.П. Королевым и Н.Д. Кузнецовым, была необычной для того времени, она является нетрадиционной и для сегодняшнего дня.

Главные отличительные черты этой концепции:

- применение в ДУ первой ступени ракеты большого числа (тридцати) мощных модульных кислородно-керосиновых ЖРД закрытой энергетической схемы с высоким уровнем давления в камерах сгорания (150 кгс/см<sup>2</sup> и выше);

- использование метода рассогласования тяг маршевых двигателей для управления ракетой;

- выполнение самих двигателей с бустерными насосами обоих компонентов топлива, встроенными в корпус основного турбонасосного агрегата (ТНА).

Такой принцип построения силовых установок и двигателей для крупных космических ракет является, как мне представляется, технически оправданным и весьма прогрессивным. Он позволяет наиболее простыми средствами обеспечить высокую экономичность и хорошую управляемость ракеты при минимальной массе двигателей и минимальной степени сложности ДУ. При этом из состава ДУ исключаются: специальные рулевые двигатели или карданные подвесы маршевых двигателей, упругие сильфонные узлы для обеспечения необходимых изгибных деформаций крупноразмерных топливных магистралей, большое число мощных рулевых приводов с дублированными и "троированными" агрегатами энергопитания (вспомогательными силовыми установками). Многомодульная конфигурация маршевой ДУ дает возможность простыми средствами логики управления обеспечить глубокое резервирование и функциональную взаимопомощь двигателей в случае их неисправностей и отказов. Благодаря принятой концепции у двигателей ракеты Н1 были достигнуты уникальная для того времени топливная экономичность и непревзойденные до сих пор показатели по удельной массе.

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРД

Параметр	НК-33	НК-43
Тяга на Земле, тс	154	-
Тяга в вакууме, тс	167	179,2
Удельный импульс в вакууме, с	331	346
Давление в камере, кгс/см <sup>2</sup>	148,3	148,3
Удельная масса, кг/тс	8,1	7,8
Ресурс, с	600	600

Впервые в практике ракетного двигателестроения опытные двигатели большой тяги были созданы в короткие сроки в кооперации с серийными заводами. На завершающем этапе доводки двигатели допускали проведение многократных испытаний без демонтажа со стенда и переборки их основных узлов.

К работам по созданию двигателей были привлечены многие НИИ и ОКБ оборонной промышленности и Академии наук СССР. Функция головной научной организации по доводке двигателей была возложена на ЦИАМ.

Основными проблемами при создании двигателей являлись:

- высокочастотная (ВЧ) неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания и газогенераторе;

*В начале 60-х годов ОКБ С.П. Королева приступило к разработке сверхтяжелой космической ракеты Н1 (взлетная масса - 2700 т, тяга двигателей первой ступени - 4500 тс), предназначенной для высадки экспедиции на Луну и возвращения ее на Землю.*

- "разгары" и разрушения ТНА из-за касаний и поломок кислородного насоса и турбины;

- повышенные выбросы параметров, гидроудары и колебания давления в топливных трактах при запуске двигателей;

- недостаточная эффективность и ложные срабатывания системы аварийной защиты двигателей (системы КОРД).

Задачу обеспечения устойчивости рабочего процесса в камере сгорания удалось радикально решить организацией выноса колебательной энергии из объема камеры с помощью постановки удлинительных трубок на газовые форсунки. Это средство борьбы с ВЧ-колебаниями, впервые введенное на двигателях ракеты Н1, в настоящее время используется на других двигателях. Для предотвращения механизма жесткого возбуждения колебаний давления в газогенераторе из конструкции газового тракта были исключены потенциальные источники импульсных возмущений в виде глухих тупиковых полостей, в которых происходили микровзрывы падающих туда компонентов топлива. Для гарантированной защиты от ВЧ-колебаний в систему КОРД был введен специальный быстродействующий канал, выключающий двигатель при возникновении опасных колебаний.

Разрушения и "разгары" ТНА были надежно исключены введением эффективного автомата разгрузки радиально-упорного подшипника от осевых сил, упрочением перьев лопаток шнекоцентробежного кислородного насоса, применением улучшенных термозащитных покрытий турбины и элементов окислительного тракта, заменой в стояночном уплотнении турбины простого графита на меднографит, не склонный к растрескиванию, и др. После проведения указанного комплекса мероприятий случаев разгара и разрушения ТНА при большом объеме последующих стендовых испытаний двигателей не было.

Проблемы, возникавшие при запуске двигателей, были решены переходом от системы одноразового к системе многократного запуска, применением в топливном регуляторе двигателей усовершенствованного автомата запуска со строго регламентированными временами выведения двигателей на промежуточную и главную ступени тяги, с уменьшенным ходом дифференциального клапана и другими мероприятиями. Для снижения гидроударов и улучшения затухания колебаний давления во входных топливных магистралах двигателей при запуске в сильфонные демпферы с продольными гофрами были установлены перфорированные вставки. Ударные нагрузки, действующие на конструкцию ракеты при выключении двигателей, были снижены до допустимых пределов путем введения плавного останова двигателей. Проведенные мероприятия полностью исключили аварии при запуске и обеспечили высокую надежность и безопасность всех переходных и переменных режимов работы двигателей. После завершения доводки разброс времени запуска и выхода на режим всех двигателей первой ступени ракеты не превышал 0,05 с, что в несколько раз меньше допустимого разброса по условиям стабилизации ракеты при старте.

Необходимая эффективность защитных функций и исключение ложных срабатываний каналов системы КОРД были достигнуты путем усовершенствования логики их работы, повышения быстро-

действия и точности настройки, а также принятием конструктивных мер против механического и термического повреждения измерительных и исполнительных коммуникаций системы защиты.

В 1967 г. двигатели исходной модификации НК-15 успешно прошли Государственные стендовые испытания и были допущены к ЛКИ в составе ракеты Н1. Председателем Госкомиссии был заместитель начальника ЦИАМ В.Р. Левин.

Завершением наземной отработки этих двигателей явилось огневое испытание ракетного блока Н1 с двигательной установкой (суммарной тягой 1200 тс). Мне довелось участвовать в подготовке этого испытания, которое было успешно проведено 23 июня 1968 г. в испытательном центре Министерства общего машиностроения в присутствии высокопоставленных государственных и технических руководителей ракетной промышленности. Пуск мощной ДУ произвел огромное впечатление на всех присутствующих. Сразу после испытания Главным конструктором ракеты В.П. Мишин (преемник С.П. Королева) и Н.Д. Кузнецов обнялись и поздравили друг друга. Со всех сторон слышались поздравления. По "кремлевке" тут же доложили Д.Ф. Устинову. Однако все четыре пуска ракеты Н1 с двигателями НК-15 закончились неудачно. Модифицированные двигатели НК-33 и НК-43, успешно прошедшие весь комплекс доводочных работ, в летных условиях не испытывались. Высокая надежность двигателей НК-33 и НК-43 подтверждена большой положительной статистикой, полученной в процессе стендовой отработки, а также результатами многочисленных специальных исследований надежности, проведенных на завершающем этапе доводки двигателей. Надежность двигателей была подтверждена 221 испытанием 76 двигателей в широком диапазоне изменения внешних и внутренних факторов, существенно превышающем требования ТЗ. Надежность многократного запуска была подтверждена на 24 экземплярах двигателей с кратностью повторения запусков до 10 на одном двигателе. Параметры процесса запуска при повторных пусках сохранялись стабильными и не зависели от количества проведенных пусков.

Для подтверждения надежности был разработан и внедрен в практику испытаний комплекс высокоэффективных измерительных и диагностических средств анализа быстропротекающих динамических процессов. Были применены методы детального математического и гидродинамического моделирования нестационарных режимов работы двигателей, а также методы искусственного физического воспроизведения при стендовых испытаниях различных предполагаемых (даже маловероятных) причин отказов двигателей. Ни один из проявившихся дефектов не оставался без исследования, проведения устраняющих мероприятий и проверки их эффективности в ужесточенных условиях. Например, проводились испытания с забрасыванием на вход в кислородный насос работающего двигателя больших порций металлической стружки, целых комплектов крепежных деталей (винтов, гаек), больших кусков грубой протирочной ткани (размером 60х60 см) и др. Все это не приводило к аварийным исходам испытаний. Даже резкое, ударное перерезывание ("гильотирование") с помощью специального устройства входного трубопровода горючего на работающем

двигателе не приводило к взрыву и пожару, а вызывало лишь плавное прекращение рабочего процесса с сохранением работоспособности двигателя при последующих пусках. Полученные результаты свидетельствовали о высокой надежности и чрезвычайно большой живучести доведенной конструкции двигателей и вызвали глубокое удовлетворение у всех участников работ.

Двигатели НК-33 и НК-43 подвергались не только контрольно-выборочным испытаниям, но также и контрольно-сдаточным. Это оказалось возможным благодаря многообразности запуска двигателей, допускавшей проведение контрольных пусков без последующих переборок.

Однако, как известно, Лунная программа не была реализована и созданная уникальная ракетная техника оказалась невостребованной в связи с прекращением работ по комплексу Н1 в мае 1974 г. В Совмине СССР рассматривались различные возможные варианты использования созданных двигателей в других отечественных ракетных системах того времени. На совещаниях в Кремле, в которых мне приходилось участвовать, обсуждалось использование двигателей в ракетных комплексах ОКБ В.Н. Челомея, А.Ф. Уткина и др. Однако выдвигавшиеся предложения не были реализованы.

После прекращения работ по ракете Н1 ЦИАМом совместно с ОКБ Н.Д. Кузнецова был проведен анализ и обобщен отечественный и зарубежный опыт создания мощных кислородных ЖРД закрытой схемы. Под редакцией Н.Д. Кузнецова и В.Р. Левина выпущен фундаментальный труд по методам проектирования и доводки таких двигателей, их агрегатов и систем. Накопленный опыт во многом способствовал успешному созданию двигателей ракетно-космической системы "Энергия-Буран".

В начале 90-х годов двигатели НК-33 и НК-43 привлекли к себе внимание ведущих американских двигателестроительных и ракетных фирм с целью их использования в составе новых и модифицируемых американских космических ракет. Проведенные фирмой Aerojet огневые испытания двигателей полностью подтвердили работоспособность двигателей и их высокие параметры. В 1998 г. в Америку было поставлено 45 двигателей и подготовлено к продаже еще 42 двигателя. Стоимость контракта оценивается в несколько сотен миллионов долларов. В настоящее время в России разрабатывается ряд космических проектов с использованием двигателей НК-33 и НК-43. Так, например, ЦСКБ "Прогресс" разрабатывает проект ракетносителя нового поколения "Ямал" (глубокая модернизация носителя "Союз") с двигателями НК-33 на нижних ступенях. Аэрокосмическая корпорация "Воздушный старт" разрабатывает авиационно-ракетный комплекс с двигателями НК-43 на ракете, стартующей с самолета-носителя Ан-124 "Руслан". Разработчики полагают, что такой комплекс может быть создан за три года и его коммерческая эксплуатация может начаться уже к 2003 г.

Все изложенное дает основания считать, что жидкостные ракетные двигатели НК-33 и НК-43, созданные для ракеты Н1, несмотря на давность их разработки, выполнены на современном техническом уровне и являются перспективными для ракетно-космических систем начала XXI века.

Издательство МГТУ имени Н.Э. Баумана выпустило книгу В.А. Шерстянникова  
**ТВОРЧЕСКОЕ СОДРУЖЕСТВО НИИ И ОКБ В СОЗДАНИИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (1960 - 1970-е годы)**

Автор - Валентин Алексеевич Шерстянников - д.т.н., действительный член Германской академии им. Гумбольдта, лауреат премии им. проф. Н.Е. Жуковского, специалист в области ракетных двигателей, автор многих научных работ и изобретений, опубликованных в отечественных и зарубежных изданиях. Работая в головном НИИ по двигателям, он на протяжении многих лет совместно с ОКБ принимал непосредственное участие в создании и отработке высокоэффективных ЖРД для ракет космического и оборонного назначения, в том числе и для Н1. В 60-70-е годы возглавлял Государственные комиссии по наземной отработке и приемке в эксплуатацию двигателей и ДУ ракетных систем ПРО, ПВО и спутниковой связи. В 80-е годы - заместитель начальника Главного управления по науке МАП, член Бюро Комитета СЭВ по сотрудничеству с зарубежными странами и НТК отрасли по реализации космической программы "Энергия-Буран".

Монография адресована специалистам в области ЖРД и читателям, интересующимся историей создания ракетно-космической техники.

По вопросам приобретения книги можно обращаться по телефону редакции - (095) 362-39-25