

ПРОБЛЕМАТИЧНОЕ НАЧАЛО И ДРАМАТИЧЕСКИЙ КОНЕЦ РАЗРАБОТКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ Н1

Вячеслав Фёдорович Рахманин,

главный специалист ОАО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко"

(Продолжение. Начало в № 6 - 2011, 1-6 - 2012, 1-6 - 2013, 1 - 2014)

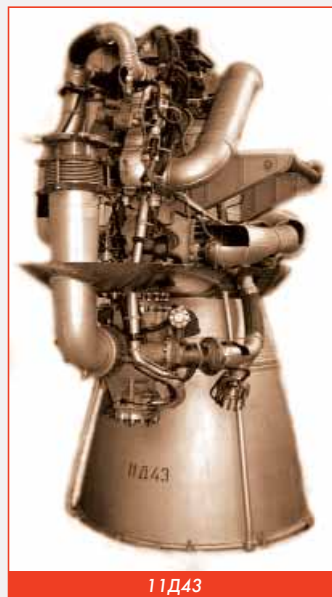
В многочисленных газетных и журнальных публикациях, а также в сборниках воспоминаний участников разработки РН Н1, из которых выше приведены цитаты, однозначно утверждается, что РН Н1 погубили неотработанные до требуемой надёжности одноразовые, не проверяемые на стенде перед установкой в ракету двигатели НК-15. Более "погруженные" в проблему обеспечения надёжности ракетной техники указывают в качестве определяющей причины аварийных исходов пусков Н1-Л3 многодвигательность первой ступени в сочетании с неотработанностью системы КОРД - контроля работы ракетных двигателей. Налицо две причины возникновения аварий - не отработанность единичного двигателя и пороки выбранной схемы двигательной установки первой ступени. Рассмотрим каждую из них.

Формально оценивая итоги четырёх пусков Н1-Л3, на трёх из них аварии произошли по вине двигателей, хотя такая причина аварии при четвёртом пуске у многих авторитетных специалистов ракетной техники вызвала сомнения. Позднее Ю.А. Мозжорин и Б.И. Губанов пришли к выводу и опубликовали его, что после отключения первых шести двигателей в гидравлическом тракте ракеты возникли продольные колебания давления, приведшие к разрушению топливной магистрали и пожару в хвостовом отсеке. Эту же причину высказал и Н.Д. Кузнецов при первом же анализе результатов четвёртого аварийного пуска. Но и двух подряд аварий ракеты по причине отказа двигателей достаточно, чтобы проанализировать его стендовую отработку, т.к. первые пуски ракет по планам головного разработчика по существу являлись началом отработки всей двигательной установки первой ступени. Итак, "виновник" установлен - это двигатель НК-15. Только вот двигатель не абстрактная "вещь в себе", это конечный продукт деятельности проектантов, конструкторов, технологов, изготовителей, испытателей. И если говорить о недостаточной работоспособности двигателя, то следует говорить о недоработках и ошибках людей, участвующих в его создании. Однако я не склонен в авариях при пусках РН Н1 обвинять только двигателистов ОКБ Кузнецова. В нашем случае уместно вспомнить содержание плаката на стене американского салуна времён освоения Дикого Запада: *"Не стреляйте в пианиста, он играет, как умеет"*. Вот и конструкторы ОКБ Кузнецова создавали двигатели для РН Н1 как они умели. А умели они, судя по их первым шагам по тернистой дороге ракетного двигателестроения, не много. Но и в этом я не осуждаю своих коллег-двигателистов. Не по своей прихоти они взялись за несвойственное им дело. В начале 60-х годов XX века, после свёртывания Н.С. Хрущёвым работ в военной авиации, главный конструктор авиамоторного ОКБ Н.Д. Кузнецов был вынужден искать место приложения сил своему ОКБ. В этой обстановке в 1959 г. ему руку помощи протянул С.П. Королёв, предложив разработать двигатель для боевого ракетного комплекса Р-9, хотя эту разработку по правительственному Постановлению вело ОКБ Глушко. Однако в силу ряда объективных технических обстоятельств участие ОКБ Кузнецова в разработке двигателя для Р-9 было прекращено, но представление о технических особен-

ностях создания ЖРД конструкторы авиационных двигателей получили. Так что Н.Д. Кузнецов осознанно взялся за разработку двигателей для РН Н1 по схеме с дожиганием генераторного газа в то время, когда опыта создания таких двигателей практически почти не было. Так Н.Д. Кузнецов опять стал конкурентом В.П. Глушко, который по опыту трудной отработки кислородно-керосиновых двигателей для Р-7 и Р-9 и успешной в сжатые сроки отработки двигателей на высококипящем топливе для Р-12 и Р-14, работающих, правда, по открытой схеме, предложил, ради выполнения взятых С.П. Королёвым сжатых сроков создания РН Н1, на первой ступени использовать высококипящее топливо.

Необходимо, видимо, напомнить, что выбор облика, технических характеристик и компонентов топлива для будущей ракеты-носителя Н1 обсуждался членами Совета главных конструкторов в плане выполнения поставленных задач в сроки, определённые правительственными Постановлениями от 23.06.60 г. и 13.05.61 г. Учитывая указанные в этих Постановлениях сроки начала лётных испытаний РН Н1 - соответственно 1963 г. и 1965 г. и исходя из необходимости их соблюдения, В.П. Глушко по опыту отработки двигателей, работающих на различных топливах, предлагал использовать в качестве топлива АТ+НДМГ. Его прогноз впоследствии полностью подтвердился - лётные испытания предлагаемого в эскизном проекте для РН Н1 двигателя 11Д43 начались в составе РН "Протон" в июле 1965 г., а выбранного С.П. Королёвым двигателя НК-15 - в феврале 1969 г.

В оценке большей продолжительности времени, потребного для наземной отработки кислородно-керосинового двигателя, В.П. Глушко оказался прав. А вот в опасении тяжёлых последствий в случае аварийного исхода пуска РН с огромным количеством токсич-



11Д43



НК-15

ного топлива в баках прав был С.П. Королёв. Он опасался, и как показал опыт пусков РН Н1, не без основания, что принятая им методика отработки работоспособности ступени ракеты с 30-ю двигателями путём проведения лётных пусков чревата возникновением аварийных ситуаций с последующим катастрофическим химическим заражением больших территорий. Трагические последствия аварии 24 октября 1960 г. при попытке пуска ракеты Р-16 укрепили С.П. Королёва в правильности его выбора кислородно-керосинового топлива вопреки настойчивым предложениям В.П. Глушко использовать высококипящее топливо.

В который раз подчеркну, что В.П. Глушко никогда не утверждал, что разработать мощный кислородно-керосиновый двигатель невозможно. Отработка кислородно-керосиновых двигателей для ракеты Р-7 и, особенно, для ракеты Р-9 показала предстоящую сложность создания мощного высоконадёжного двигателя для ракеты Н1 в планируемые сроки. Он на собственном опыте убедился, что увеличение только давления газов до 80 атм и тяги до 35 тс в камере двигателя ракеты Р-9 по сравнению с 60 атм и тягой 20 тс в аналогичной камере двигателя ракеты Р-7 привело к возникновению неустойчивого горения, на устранения которого потребовалось более 2-х лет интенсивной работы с участием практически всех ведущих специалистов отрасли. Разработку **кислородно-керосинового** (выделено мною - В.Р.) однокамерного двигателя тягой 150 тс при давлении газов 150 атм в течение отведённых на это С.П. Королёвым 3-4-х лет он считал авантюрой, в которой не желал участвовать и предлагал разработать к требуемому сроку "верный" по его мнению вариант двигателя, реального и сумел реализовать для ракеты УР-500 (РН "Протон").

Но испытывающий некую аллергию к высококипящему топливу, С.П. Королёв настоял на своём выборе топлива для РН Н1. В своём докладе при защите эскизного проекта РН Н1 на Госкомиссии в 1962 г. он так обосновал свой выбор: *"Вся аргументация о трудностях отработки кислородно-керосиновых двигателей построена только на опыте ОКБ Глушко по разработке ЖРД с открытой, замкнутой схемой, в которой окислитель (кислород или азотный тетроксид) подаётся в камеру в жидком и холодном состоянии. Следует особо подчеркнуть, что те трудности, на которые ссылается ОКБ Глушко, не имеют никакого отношения к двигателям с принятой для ракеты Н1 замкнутой схемой, в которой окислитель (кислород) поступает в камеру сгорания в горячем и газообразном состоянии..."*. (Как говорится "эти бы слова да Богу в уши").

Свой столь обнадеживающий двигателистов прогноз будущих разработок ЖРД С.П. Королёв сделал не только на основе теоретических представлений о протекании рабочего процесса в камере ЖРД, но и по опыту работы кислородно-керосинового двигателя С1.5400 (11Д33), разработанного в 1960 г. в ОКБ-1 под руководством М.В. Мельникова. Однако этот двигатель, работающий по замкнутой схеме, имел тягу 6,8 тс, давление в камере сгорания 54,5 атм и, соответственно, небольшие размеры камеры сгорания. По опыту, уже имеющемуся в ту пору в ракетной отрасли, двигатели такого размера и при открытой схеме работают устойчиво. Замкнутая схема здесь ни при чём.

Вызывают удивление другие факты, характерные для трактовки причин выбора топлива для Н1. С.П. Королёв изложил приведённую выше аргументацию априори и это снимает с него подозрения в преднамеренном искажении фактов. Некоторые из авторов мемуаров, например Б.И. Губанов, считают, что он сделал такое заявление в полемическом задоре. Но что заставило других авторов воспоминаний повторять доводы С.П. Королёва спустя много лет,



30 двигателей первой ступени РН Н1

когда на основании опыта практических работ с ЖРД замкнутой схемы стало общеизвестно, что применение этой схемы не исключает неустойчивого горения при использовании любых, кстати, компонентов топлива? И среди таких авторов оказался уважаемый С.С. Крюков, который в статье "Блеск и затмение Лунной программы" (журнал "Наука и жизнь" № 4, 1994 г.), обосновывая правильность выбора С.П. Королёвым топлива для Н1, буквально повторяет его основной довод в споре с В.П. Глушко: *"...при использовании в двигателях замкнутой схемы (окислитель поступает в камеру сгорания в горячем газообразном состоянии) гарантируется достаточно устойчивый процесс горения"*. И это, я подчёркиваю, в 1994 году! Это печально, так как имя автора вызывает доверие к его воспоминаниям у широких кругов читателей.

Приведённая в докладе С.П. Королёва аргументация была сделана уже после принятия решения о выборе для первых трёх ступеней РН Н1 кислородно-керосинового топлива и, по существу, явилось публичным объяснением причин отказа от предложения В.П. Глушко использовать высококипящее топливо. Одновременно эти доводы укрепили веру Н.Д. Кузнецова в успешную и своевременную разработку двигателей. Однако последующая практика создания двигателей показала, что изложенные научные рассуждения о протекающих в камере ЖРД физико-химических процессах имеют поверхностный характер. В процессе доводочных работ конструкторы ОКБ Кузнецова столкнулись с неустойчивостью горения в камере и газогенераторе. При проведении огневых испытаний двигателей НК-15 высокочастотные колебания давления газов разрушали внутренние стенки камеры сгорания и газогенератора. "Лечили" двигатель "всем миром". В работах принимали участие ведущие научные сотрудники отраслевых НИИ: НИИТП, ЦИАМ, ЦНИИМаш, а также конструкторы ряда ОКБ из МОМ и МАП. Действенную помощь оказывали и работники НПО Энергомаш (в ту пору КБЭМ).

На преодоление не существующей по мнению С.П. Королёва проблемы потребовалось более 4-х лет интенсивной работы. В процессе доводочных работ выявилось множество новых технических факторов, которые противоречили ранее сложившимся представлениям о процессах, происходящих в ЖРД. С учётом получения новых сведений о работе агрегатов ЖРД были разработаны рекомендации по изменению конструкции смесительной головки камеры и насосов ТНА. Ведущая роль в устранении неустойчивого горения в камерах двигателей, работающих с дожиганием генераторного газа, принадлежит научным сотрудникам ЦИАМ во главе с профессором В.Е. Дорошенко и НИИТП во главе с профессором Н.А. Аккерманом. Неустойчивое горение в камере двигателя НК-15 было устранено после проверки огневыми испытаниями последовательного ряда приближений к оптимальной конструкции, предложенных указанными учёными. Внедрение в конструкцию смесительной головки камеры газовых каналов с оптимальными акустическими свойствами полностью устранило возникновение высокочастотных колебаний давления.

Большая исследовательская расчётно-экспериментальная работа была проведена и в области повышения работоспособности ТНА, в результате чего в конструкцию насосов, особенно насоса окислителя, были внесены существенные изменения, направленные на исключение внутреннего возгорания металлоконструкции в среде кислорода.

В это же время в ОКБ Глушко разрабатывался двигатель 11Д43 аналогичной конструкции (некоторые сведения об этом двигателе изложены ниже). Несмотря на применение в этом двигателе высококипящего топлива, на начальной стадии стендовой отработки в камере возникали высокочастотные колебания давления. Для их устранения привлекались те же учёные, и общими усилиями с конструкторами ОКБ Глушко устойчивость горения в камере была обеспечена.

Сопоставляя результаты работы двигателей по открытой и замкнутой схемам, следует отметить, что дожигание в камере генераторного газа само по себе не исключает возникновения высокочастотных колебаний давления, но применение такой схемы позво-

ляет в процессе экспериментальной отработки использовать методы физического моделирования процессов смесеобразования и получить конкретные рекомендации для обеспечения устойчивого горения в камере ЖРД.

Разработка двигателей НК-15 началась в 1962 г., первое стендовое испытание состоялось в декабре 1963 г., в период с октября по декабрь 1967 г. прошли межведомственные испытания (МВИ). Первый пуск в составе ракеты Н1 состоялся 21 февраля 1969 г.

Основные характеристики двигателя НК-15: тяга - 154 тс (в пустоте - 171 тс), удельный импульс - 297 с (в пустоте - 331 с), давление в камере - 148,3 атм, длительность работы в полёте - 112с.

Заявленные ОКБ-1 в 1964 г. требования по надёжности единичного двигателя на уровне 0,99 при коэффициенте охвата аварийных ситуаций 0,8 в сочетании с эффективно работающей системой КОРД должны были обеспечить требуемую надёжность ступени, но эти требования не были приняты разработчиками двигателей и остались в "подвешенном" состоянии.

Товарные поставки двигателей НК-15 начались в 1968 г., сдача двигателей в товар проводилась партионно: от партии из шести двигателей два проходили контрольные стендовые испытания и при соответствии параметров и характеристик этих двигателей требованиям технического задания остальные 4 двигателя отправлялись для сборки ступени ракеты. Так формировалась двигательная установка из 30 двигателей НК-15.

Представляется интересным сравнить изложенные сведения по двигателю НК-15 с работами с двигателем 11Д43 (РД-253), эскизный проект которого был представлен ОКБ Глушко в 1962 г. для использования в РН Н1, но не принят С.П. Королёвым в связи с работой этого двигателя на топливе АТ+НДМГ.

На разработанный проект перспективного двигателя обратил внимание В.Н. Челомей и принял решение использовать такой двигатель в разрабатываемой новой ракете УР-500, получившей после начала лётной эксплуатации в качестве космической РН наименование "Протон".

Разработка двигателя 11Д43 началась в 1962 г., первое стендовое огневое испытание состоялось в июле 1963 г., межведомственные испытания - в мае 1965 г., первый и успешный лётный пуск РН "Протон" - 16 июля 1965 г.

Основные характеристики двигателя 11Д43: тяга - 150 тс (в пустоте - 166 тс), удельный импульс - 285с (в пустоте - 316 с), давление в камере - 150 атм, продолжительность работы в полёте - 130 с.

Методика товарных поставок предусматривала перед отправкой двигателей на сборку ракеты проведение контрольно-технологического испытания (КТИ) каждого экземпляра двигателей продолжительностью 35 с с последующей переборкой и контролем состояния элементов двигателя, а также проведение контрольно-выборочного испытания (КВИ) продолжительностью 145 с от партии в 7 двигателей. При положительных результатах КВИ 6 прошедших КТИ двигателей, составляющих комплект устанавливаемых на первую ступень РН "Протон", отправлялись на завод-изготовитель РН.

Сопоставьте методики товарных поставок двигателей НК-15 и 11Д43 и почувствуйте разницу. А разница - в результатах лётных пусков РН Н1-Л3 и "Протон".

Ошибочность избранной методики товарных поставок двигателей НК-15 стала очевидной для её авторов после аварийных исходов первых пусков Н1-Л3. Это послужило основанием для начала в 1969 г. работ в ОКБ Кузнецова по модернизации двигателей в части обеспечения его многоразового использования (стендовое испытание + работа в составе ракеты). Вскоре эта инициативная работа получила документальное подтверждение выпуском ЦКБЭМ нового технического задания на модернизацию двигателя НК-15. Одновременно была оптимизирована и методика товарных поставок двигателей в части проведения огневых испытаний каждого экземпляра двигателей перед их установкой в ступень ракеты. Реализация решений по повышению работоспособности отдельных экземпляров двигателей не вызвала принципиальных трудностей. Нужны были только время и материальная часть, недостатка в предложениях изменения конструкции не было - это обеспечива-

лось участием многочисленных советчиков и консультантов из ОКБ и НИИ МОМ и МАП.

Работы велись интенсивно, огневые испытания двигателей по программе модернизации начались в апреле 1970 г. Государственные испытания состоялись в сентябре 1972 г.

Модернизированный двигатель отличался от своего базового варианта НК-15 упрощённой пневмогидравлической схемой - сокращено количество агрегатов автоматики с 12 до 7, а также практически полностью переделанной конструкцией ТНА, доработанным газогенератором и усовершенствованной смесительной головкой камеры.

При сохранении номинальных значений параметров и рабочих характеристик двигателя НК-15, внедрённые конструкторские изменения обеспечили существенное расширение диапазона изменения тяги - от 50 до 135 % номинального значения и, главное, дали возможность многократно использовать двигатель, доведя номинальное время его работы до 600 с. Модернизированный двигатель получил обозначение НК-33.

Полученный в результате модернизации двигатель НК-33 решал первую из сформулированных задач - обеспечение высокой, по экспертной оценке на уровне 0,98, надёжности единичного двигателя. Хотя и эта величина не дотягивала до назначенного в 1964 г. ЦКБЭМ уровня надёжности 0,99, она всё-таки существенно превышала определённую сотрудниками НИИТП по результатам стендовых испытаний надёжность двигателя НК-15 менее 0,9.

Но "дорога ложка к обеду". К моменту планируемого пуска комплекса Н1-Л3 с такими двигателями - осень 1974 г. - посещение Луны советским космонавтом уже потеряло политическую актуальность. Даже при условии успешного результата этот пуск стал бы только началом запланированной отработки беспилотного этапа Лунной программы, который по информации В.П. Мишина в его упомянутой книге предусматривал 12 пусков РН Н1-Л3. Поскольку первые 4 пуска имели аварийный исход и в это число не входили, отсчёт нужно было начинать заново, так что первый пилотируемый полёт на Луну откладывался на годы.

Закончив с исследованием положения дел с надёжностью единичного двигателя НК-15, рассмотрим вопрос обеспечения требуемой надёжности всей ступени ракеты с применением системы КОРД - контроля работы ракетного двигателя.

Низкая надёжность ступени ракеты из-за установки в неё непроверяемых предварительными огневыми испытаниями двигателей усугублялось их количеством. Здесь уместно вспомнить расхожее выражение о деньгах и их количестве и переложить его на рассматриваемый случай: "Беда не в двигателях, а в их количестве". Для подтверждения этого изложенного в шутливой форме, но справедливого по сути определения перейдём от литературного изложения к конкретному языку теории вероятности в части определения надёжности промышленной продукции.

Напомним, что первоначальный проект РН Н1 предусматривал установку на первой ступени 24-х единичных, автономно работающих двигателей. Позднее это количество было увеличено до 30. При таком количестве двигателей для получения технически приемлемой величины надёжности всей многодвигательной ступени требовалось обеспечить чрезвычайно высокую надёжность единичного двигателя. В подтверждение высказанного тезиса приведём расчётные значения надёжности ступени с 30-ю двигателями в зависимости от уровня надёжности единичного двигателя. Несложный математический расчёт показывает, что надёжность такой ступени с двигателями, имеющими надёжность в диапазоне величин 0,95...0,99 составит диапазон 0,215...0,739. Следует отметить, что для обеспечения надёжности единичного двигателя не менее 0,99 потребуется несколько лет напряжённого труда, однако вышеуказанная надёжность ступени с 30-ю такими двигателями не может быть признана приемлемой для лётной эксплуатации в составе ракеты.

Приемлемую надёжность ступени для РН Н1 можно было бы получить при обеспечении надёжности единичного двигателя не менее 0,999. Для ЖРД это практически абсолютная надёжность. Обь-

ясним значение этой величины на бытовом уровне понимания: при испытаниях 1000 экземпляров двигателя штатной конструкции допускается один аварийный исход. Однако создание такого почти абсолютно надёжного двигателя требует значительных затрат средств и, главное, времени на его отработку.

По опыту работы НПО Энергомаш уровень надёжности единичного двигателя 0,999 был достигнут в процессе эксплуатации РН "Союз" (4 двигателя на первой ступени) и РН "Протон" (6 двигателей на первой ступени): на РН "Союз" в 1989 г., после 31 года эксплуатации и проведения более 3050 пусков, а на РН "Протон" - в 1995 г., после 30 лет эксплуатации и проведения около 4000 пусков.

Столкнувшись с, казалось бы, тупиковой ситуацией, проектанты ОКБ-1 нашли оригинальный, не применяемый до того времени способ повышения надёжности ступени. Им удалось обратить один из основных недостатков компоновочной схемы РН Н1 в части обеспечения надёжности - многодвигательность ступени ракеты - в достоинство, позволяющее повысить её надёжность. Использование множества двигателей относительно небольшой тяги создавало возможность при условии выполнения полётного задания отключать anomalно работающие двигатели и этим существенно повышать уровень надёжности ступени. Количество отключаемых двигателей определяется как компромисс между допустимым уменьшением тяги ступени и потребным увеличением её надёжности.

Для реализации этой идеи перед разработчиками ракеты была поставлена задача создать систему аварийной защиты (САЗ), обеспечивающую выключение anomalно работающих двигателей.

Элементы САЗ появились в различных отраслях промышленности задолго до их применения в ракетной технике. Начало было положено установкой на ёмкости и магистрали высокого давления дренажно-предохранительных клапанов. Они же стали применяться и в ракетной технике для предотвращения разрушений от статического давления. В середине 50-х годов проявилась система ППР - предохранитель пульсационных разрушений. Но эти предшественники ракетных САЗ были громоздки и медленно срабатывающие приборы, они применялись только при проведении стендовых испытаний.

Впервые САЗ как ракетная система появилась на ракете Н1 под названием КОРД - система контроля работы двигателя. Однако система КОРД, хотя и являлась по определению и по функциональной работе системой аварийной защиты, всё-таки имела существенное отличие от общепринятой цели применения САЗ. Предназначением САЗ является отключение единичного двигателя, работающего в "связке" с другими двигателями в составе ступени, в связи с угрозой разрушения такого двигателя из-за проявления случайного производственного дефекта, не выявленного в процессе изготовления двигателя. При этом априори считается, что требуемая надёжность единичного двигателя обеспечена в процессе наземной отработки и что её уровень достаточен для обеспечения надёжности всей ступени. САЗ же обеспечивает безопасность работы ступени при выявлении потенциальной возможности разрушения единичного двигателя.

Система КОРД - это неотъемлемая часть всей системы обеспечения надёжности многодвигательной ступени РН Н1 при недостаточном уровне надёжности как единичного двигателя, так и надёжности всей ступени, получаемой в результате математического определения совокупной надёжности механически объединённых и одновременно работающих единичных двигателей. В технической литературе при упоминании такого метода обеспечения надёжности часто употребляют термин "резервирование". Не занимаясь по профилю своей работы теоритическими вопросами надёжности, я решил посмотреть официальное определение этого термина. В ГОСТ 27.0002-89 "Надёжность в технике. Основные понятия. Термины и определения" интересующему меня термину дано такое определение: "Резервирование - способ обеспечения надёжности объекта за счёт использования дополнительных средств и/или возможностей, избыточных по отношению к минимально необходимому для выполнения требуемых функций". Несколько мудрёно, но понятно.

Задачей системы КОРД было фиксировать отклонения в режиме работы двигателя и при выходе контролируемых параметров за допустимые пределы формировать команду на отключение anomalно работающего двигателя, при этом из условия обеспечения управления полётом ракеты одновременно с выключением такого двигателя отключался диаметрально расположенный нормально работающий двигатель. Баллистические расчёты показали, что при обязательном условии выполнения полётного задания система КОРД могла отключить четыре двигателя первой ступени, два из которых работали в штатном режиме. В случае отключения двух двигателей потери тяги составляют 6,6 %, при отключении четырёх двигателей - 13,2 %. Имеющийся у РН Н1 запас тяговооружённости позволял компенсировать потерю тяги без форсирования работающих двигателей, а ограничиться только увеличением продолжительности их работы. В случае выключения двух двигателей первая ступень должна была бы работать в течение 168 с, а при выключении четырёх двигателей - 210 с.

Датчики системы КОРД фиксировали следующие параметры работы двигателя: обороты ТНА, температуру генераторного газа за турбиной, давление горючего в смесительной головке камеры, пульсации давления газа в камере сгорания и в газогенераторе, а также положение ракеты в пространстве. Сигналы от этих датчиков поступали в аппаратуру логической обработки результатов, которая обеспечивала определение аварийного состояния двигателей и выработку команды на отключение.

Выбор контролируемых системой аварийной защиты параметров проводится на основании анализа гипотетически возможных причин отказов любого элемента двигателя в совокупности с возможными последствиями этих отказов. По результатам такого анализа определяется перечень критических элементов, отказ которых приводит к потере работоспособности двигателя. Доля контролируемых САЗ параметров от общего числа критических элементов носит название коэффициента охвата аварийных ситуаций. В ТЗ на разработку двигателя НК-15 был задан коэффициент охвата 0,8. Однако это требование не было выполнено, в некоторых публикациях на тему надёжности двигательных установок РН Н1 указывается, что коэффициент охвата аварийных ситуаций при стендовых и лётных испытаниях двигателей составлял от 0,4 до 0,6.

Следует заметить, что кроме правильно определённого перечня наименований и количества контролируемых параметров эффективность САЗ для каждого конкретного типа отказа определяется её быстродействием - временем от момента фиксации anomalного изменения параметра работы двигателя до подачи команды на его отключение. Современная аппаратура САЗ позволяет своевременно и эффективно отключить двигатель, если время развития аварийной ситуации от начала anomalного изменения параметра работы двигателя до разрушения его агрегатов превышает 0,1 с. Каково было быстродействие системы КОРД во времена пусков Н1-ЛЗ документально установить не представилось возможным, но в некоторых статьях-воспоминаниях упоминалось время реакции системы КОРД в 0,2 с.

Как показала практика применения КОРД на РН Н1 эффективность этой системы зависит не только от её быстродействия, но и от скорости развития аварийной ситуации. В ракетном двигателестроении все рабочие параметры принято делить на две большие группы: медленноменяющиеся и быстропере-



Авария Н1

менные. Из принятых для контроля работы двигателя НК-15 обороты ТНА, температура генераторного газа и давление горючего в смесительной головке камеры относятся к медленноменяющимся параметрам, скорость изменения которых превышает 0,2 с и система КОРД была способна своевременно реагировать на несанкционированное изменение их номинального значения. И хотя не во всех случаях возникающие в процессе работы двигателя отклонения контролируемых параметров сверх допустимой величины обязательно приводят к аварии, система КОРД даёт команду на отключение двигателя, т.е. она "не лечит, а ампутирует". В теории известна альтернатива - перевод "больного" двигателя на щадящий режим работы. Достоверными сведениями о применении такого САЗ в лётной эксплуатации РН не располагаю, а вот при стендовых огневых испытаниях ЖРД в НПО Энергомаш этот метод успешно применяется.

Наибольшую опасность для разрушения двигателя представляли быстропеременные параметры, особенно развитие по амплитуде высокочастотных колебаний давления в камере или газогенераторе. Статистика обработки аварийных огневых испытаний ЖРД показывает, что время развития таких колебаний от начала их возникновения до разрушения агрегата укладывается во временной диапазон 0,05...0,07 с. От их воздействия происходит разрушение либо цилиндрической части камеры, либо отрыв смесительной головки. От ударной волны и воздействия газа с температурой более 3000 °С разрушаются элементы конструкции соседних двигателей, а также кабели системы управления, что выводит из строя практически всю двигательную установку.

Второй причиной возникновения аварийных ситуаций являлось возгорание в насосе окислителя, катастрофическое горением в течение 0,06...0,08 с металлоконструкции в среде кислорода и последующее разрушение корпуса насоса с пожаром в хвостовой отсеке ракеты. Возгорание происходит от выделения тепла либо при затирании (трении) статических и динамических частей насоса, либо при затирании случайно попавших в насос посторонних металлических предметов.

Скорость развития аварийных ситуаций по каждому из указанных типов превышала реакцию системы КОРД и двигатель разрушался до его выключения.

Кроме присущего системе КОРД "родимого" недостатка - принципиальной невозможности реагировать на аварийную ситуацию длительностью менее 0,1 с, у этой системы имелись и другие технические недостатки. Ко времени начала пусков РН Н1-Л3 система КОРД имела недостаточную совокупность алгоритмов опережающего выявления отклонений в режиме работы двигателя и невысокую помехозащищённость аппаратуры, что приводило к выдаче ложных сигналов на выключение двигателя. Сказался недостаточный объём предварительной отработки сопряжения системы КОРД и других электрических систем РН Н1.

В процессе проведения пусков РН Н1-Л3 с 1969 г. по 1972 г. было проведено усовершенствование логики работы системы КОРД, повышено её быстродействие с 0,2 с до 0,1 с, точность настройки на предельную величину контролируемых параметров, а также приняты меры по защите измерительных датчиков и коммуникаций от механического и термического воздействия.

Эти мероприятия повысили работоспособность системы КОРД, но одна из основных составляющих её эффективности - точность регистрации контролируемых параметров датчиками - не соответствовала предъявляемым высоким требованиям. Недостоверность измерения приводила к выдаче ложного сигнала и отключению двигателя.

С сожалением могу отметить, что к качеству измерений параметров работы ЖРД и в настоящее время имеются серьёзные претензии. И если при анализе работы двигателя отсутствие измерения или его выпад из имеющейся статистики может быть косвенно заменён измерениями других параметров, то в случае использования ложного замера в системе охвата аварийных ситуаций произойдёт отключение нормально работающего двигателя. О состоянии с качеством измерений я сужу по опыту работы с одним из двигателей,

изготавливаемых в НПО Энергомаш. Специалисты НПО Энергомаш вынуждены постоянно анализировать и давать заключения по замечаниям к измерениям параметров работы двигателя при проведении стендовых КТИ и в лётной эксплуатации. Обобщая выводы этих заключений, невольно вспоминается высказывание Н.М. Карамзина: "У России две беды: дураки и дороги". Аналогия в том, что большинство причин ненормальной работы средств измерения укладывается в две группы: повышенные вибрации и высокая температура в месте измерения. Но вибрации и высокая температура являются неотъемлемыми условиями работы ЖРД. Так что при использовании существующих средств измерений в системе аварийной защиты при выборе контролируемых параметров следует учитывать не только информативность измерения, но и статистику достоверности измерений выбранного параметра, полученную при стендовой отработке двигателя. А головным разработчиком, задающим в техническом задании величину коэффициента аварийных ситуаций, следует учитывать, что с его увеличением возрастает вероятность получения в системе аварийной защиты ложного сигнала и, как следствие, отключения нормально работающего двигателя, а может быть и не одного в составе ступени.

Анализ работ по обеспечению надёжности первой ступени РН Н1 показал, что надёжность и коэффициент охвата аварийных ситуаций у единичного двигателя НК-15, используемого при четырёх первых пусках РН Н1-Л3, не соответствовал требованиям, выставленным ОКБ-1 в ТЗ на разработку этого двигателя, а надёжность ступени с 30-ю такими двигателями оказалась неприемлемой для лётной эксплуатации. Система КОРД, предназначенная для повышения надёжности ступени путём выключения anomalously работающих двигателей, оказалась малоэффективной в связи с принципиальной невозможностью своевременного отключения двигателей, у которых возникают разрушающие высокочастотные колебания давления или происходит возгорание металлоконструкции насоса окислителя. При эксплуатации этой системы выявились и случаи подачи ложных сигналов на отключение двигателей. По этим причинам произошло две (или всё-таки три?) аварии двигателей и падение ракет. Такой удручающий результат первых четырёх пусков РН означал, что положенная в основу проекта корневая идея обеспечения надёжности РН Н1 оказалась несостоятельной. Главным образом это и послужило техническим основанием для выводов о бесперспективности продолжения работ в части обеспечения требуемой надёжности и, соответственно, дальнейшей отработки РН Н1. Тем более что главная политическая задача - первыми посетить Луну - была уже "закрыта" американцами. Осуществить через несколько лет после американцев высадку на Луну одного космонавта - это значило бы самим показать и подтвердить научно-техническое превосходство США в космонавтике, в сфере особой гордости Советского Союза. В своё время американцам пришлось проглотить горькие пилюли иронии мировой общественности после запуска в СССР первого искусственного спутника Земли и первого человека в космос. Но и тогда отставание США исчислялось месяцами, а в посещении Луны наше отставание составило бы годы. Это вызвало бы саркастические усмешки у мировой общественности, такие же, как в адрес американцев после 4 октября 1957 г. и 12 апреля 1961 г. А так - не полетели на Луну, так вроде бы и не собирались, ведь объявили же на весь мир о выборе курса на проведение космических исследований автоматическими аппаратами.

В подтверждение правильности принятого решения о закрытии темы Н1 приведу мнение Ю.А. Мозжорина. Напомню, что директор ЦНИИМаш был единственным из участников совещания у Д.Ф. Устинова в апреле 1974 г., который выступил с предложением работы по лунному комплексу Н1-Л3 прекратить, а для РН Н1 найти соответствующую полезную нагрузку и продолжить лётную отработку её ступеней. Спустя более 10 лет после выпуска правительства Постановления о закрытии темы Н1, Мозжорин писал: "Решение о закрытии проекта Н1 было правильным. В то время - да и сейчас тоже - не было конкретных полезных нагрузок под Н1, а практика показывает, что нельзя создавать носитель без привязки к целевым задачам. Развитие космической техники очень ди-

намично, конструкторские решения быстро устаревают и становятся нерациональными или просто непригодными для решения будущих задач. Даже для многоразового орбитального корабля "Буран" нельзя было использовать Н1 без существенной переделки".

Однако работы в течение около 12 лет по воплощению проекта грандиозной ракеты-носителя, из них почти 10 лет (с августа 1964 г. по май 1974 г.) по Лунной программе, не могли не пробудить в душах участников этих работ чувства разочарования и даже внутреннего протеста по поводу принятого решения о прекращении этих работ. Находясь под впечатлением многолетнего выполнения "государственного заказа особой важности", многие коллективы конструкторских бюро, заводов-изготовителей и особенно военные испытатели на полигоне высказывали несогласие с принятым решением о прекращении работ по РН Н1. Проводились профсоюзные и партийные собрания, писались коллективные письма в ЦК КПСС, ВПК, министерства с требованиями продолжить работы. А объективная реальность была совсем другая. Приведём оценку перспектив продолжения работ, сделанную Б.И. Губановым через много лет после описываемых событий. Ретроспективный анализ позволяет более объективно давать оценку событиям, особенно их перспективам. В статье "К вопросу о количестве маршевых двигателей в ракетной связке" Б.И. Губанов писал: "Полетела бы ракета Н1, если бы разработка не была закрыта? Всё зависело бы от времени и объёма доводки двигателя и систем ракеты. Необходимо было бы провести существенную работу по повышению надёжности двигателя до значения 0,9985, повысить эффективность системы аварийной защиты до значения коэффициента охвата аварийных ситуаций с 0,6 до 0,8. Эти характеристики были бы достигнуты только в начале восьмидесятых годов. Что касается остальных аварий ракеты Н1, то их причины никакими стендовыми испытаниями с огневым запуском двигателей не могли быть выявлены и тем более предотвращены. Недостаточность управляемости по каналу крена при третьем пуске - ошибка проектного плана. Возникновение продольных колебаний при четвёртом пуске - недостаточно глубокие исследования динамической схемы ракеты".

Кроме "глобальных" предложений, высказываемых коллективами о продолжении работ по Н1, у некоторых технических специалистов предприятий и организаций ракетно-космической отрасли большое сожаление вызвала отмена планируемого на осень 1974 г. пуска РН Н1-Л3 № 8Л.

Поскольку в конструкцию этого экземпляра ракеты были внесены очередные, вытекающие из анализа причин аварий предыдущих лётных пусков, проектные и конструкторские усовершенствования по обеспечению живучести РН, и, главное, на первую ступень были установлены модернизированные двигатели НК-33, сторонники проведения 5-го пуска высказывали уверенность в его положительном результате. Кроме такой технической аргументации в пользу осуществления 5-го пуска приводились и другие доводы: ракета практически готова, ведутся предпусковые технические проверки, на её изготовление затрачены материальные и трудовые ресурсы, если её не пускать, то на разборку потребуется немалые трудозатраты, дешевле пустить. Такой выход из сложившейся ситуации соответствовал мышлению работников ракетной промышленности тех лет. Б.Е. Черток в книге "Ракеты и люди. Лунная гонка" так объяснял такое предложение: "С самых первых ракетных лет наша психология была устроена так, что если ракета готова к старту, то обратной дороги у неё нет". Высказывая такие предложения, его авторы возможно надеялись, что в случае положительного результата этого пуска решение о прекращении работ по теме Н1 может быть пересмотрено. А всегда появляющиеся в критических ситуациях "горячие головы" вполне серьёзно предлагали после проведения одного-двух успешных пусков РН Н1-Л3 с новыми двигателями, а в их представлении это были 5-й и 6-й пуски, можно и нужно было отправлять советских космонавтов на Луну. Главное - вперёд и быстрее! А куда спешить, американцы уже 2 года назад прекратили полёты на Луну. Разве что по инерции, сохранившейся со времён "Лунной гонки"? Видимо, ничему их не научила трагическая смерть космонавтов - В.М. Комарова, а также Г.Т. Добровольского, В.И. Пацаева и

В.Н. Волкова - погибших из-за дефектов космической техники. А "горячим головам" хотелось бы самым серьёзным образом зарезервировать для них или для их близких место в экипаже первой же ракеты, направляемой по их предложению к Луне и услышать их реакцию на предложение лететь.

Кроме надеявшихся на успешный результат пятого пуска как на довод для пересмотра принятого решения, имелся ряд специалистов, которых интересовали только технические результаты этого пуска. Это были, в основном, участники модернизации двигателя. После успешных стендовых испытаний двигателей с предложенными ими изменениями конструкции они хотели получить информацию о работе двигателей в полёте в составе ступени. Их авторский интерес можно понять, но не велика ли цена их любопытству? Расходы на пуск ракеты не исчерпываются только её стоимостью. Нужно добавить расходы на проведение технологических работ по предполётной подготовке, сопровождающейся, как показал опыт предыдущих работ, заменой многочисленных датчиков и других элементов системы управления. Наибольшие затраты составляли стоимость заправляемых в баки компонентов топлива: 1720 т жидкого кислорода и 680 т керосина. Это номинальные значения, добавьте сюда потери на испарение кислорода и технологические остатки керосина.

Об экономической стороне проведения дополнительного пуска никто из предлагавших его осуществление не упоминал, а следовательно, и не задумывался. В этом я хорошо понимаю специалистов, т.к. сам "одной крови" с ними. Такой подход к решению технических вопросов характерен для тех, кто активно работал в ракетной отрасли в эпоху командно-плановой экономики, когда государство практически всегда изыскивало средства для реализации предлагаемых проектов. Вот только всегда ли то, что предлагалось, так уж было нужно? В нашем случае проводить пятый пуск точно не было нужно, хотя и хотелось.

Интерес к результату работы модернизированных двигателей НК-33 в полёте поддерживался указанными специалистами, некоторыми журналистами и историками-любителями на протяжении многих лет после прекращения работ по РН Н1. С апреля 2013 г. эта тема в моём представлении перестала быть актуальной. Любопытство интересующихся результатами лётной эксплуатации двигателей НК-33 должно быть удовлетворено успешными пусками российской РН "Союз 2.1в" и трёх американских РН "Таурес", у которых установлены адаптированные под использование в новых РН двигатели НК-33А и НК-33/АЖ-26 соответственно.

Так спустя 40 лет двигатели НК-33 нашли своё применение по основному назначению. Учитывая, что на этих пусках использовались единичные двигатели, скептик может проворчать: а как работали бы 30 двигателей НК-33 в составе первой ступени РН Н1, так и не выяснено. И не будет выяснено, и это совсем не нужно. □

(Продолжение следует.)



Двигатели НК-33 для РН "Таурес"