

О НАУЧНОЙ КОНЦЕПЦИИ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

(НАУЧНОЕ ВИДЕНИЕ И ДЕЙСТВИТЕЛЬНОСТЬ)

Феликс Юрьевич Челькис, ветеран НПО "Энергомаш". 50 лет работы над двигателями РН, включая "Протон", "Зенит", "Энергия", Atlas

Цель данной статьи - проследить рождение за последние 20 лет новой концепции развития обозначенной в заглавии. Анализ аргументации, изложенной в ряде наиболее "ярких" публикаций на эту тему, позволяет сделать вполне определенные выводы о предлагаемом отказе от достигнутого в пользу новой концепции.

В длинном перечне организаций, входящих в состав Госкорпорации Роскосмос, находятся два головных отраслевых НИИ, основными направлениями деятельности которых, в числе многих других, входят и те направления, которые касаются непосредственно ЖРД. Это - Центр Келдыша и ЦНИИмаш.

Так, Центр Келдыша - "...ведущая научная организация России по ракетным двигателям и энергетическим установкам. Основное направление деятельности - исследование и разработка научных



основ и создание научно-технического задела по ракетному двигателестроению и энергоустановкам; научно-техническое сопровождение, обеспечение надежной работы эксплуатируемых ракетных двигателей ракетно - космических комплексов; проведение научно-исследовательских, опытно-конструкторских и экспериментальных работ по поиску принципиально новых решений создания изделий ракетно - космической техники, подбору материалов и топлив на базе новейших достижений науки и техники с использованием высших современных технологий...".

ЦНИИмаш - "...институт является основным аналитическим центром Госкорпорации "Роскосмос" в области общесистемных исследований проблем развития ракетно - космической техники



России с широким спектром задач: от проектирования концепции и долгосрочных перспектив развития ракетно - космической техники до конкретных технологических разработок и их конверсий в интересах других отраслей. Специалисты Центра теплообмена и аэрогазодинамики и Центра прочности осуществляют прикладные исследования и научно-исследовательские работы по обеспечению наземной экспериментальной отработки ракетно-кос-

мической техники...".

В СССР всеохватность декларируемых прав и обязанностей обоих институтов в полной мере не были реализованы в практике космической отрасли при создании ракет-носителей (РН) и двигателей к ним. В те времена Главные и Генеральные конструкторы Королев, Глушко, Челомей, Янгель имели



С.П. Королёв



В.П. Глушко

собственное представление относительно "развития ракетно - космической техники России" и "создания научно-технического задела по ракетному двигателестроению".

После ухода основоположников прошло не так



В.Н. Челомей

много лет и начиная примерно с 2000 года по настоящее время

головные НИИ отрасли заявили о своем праве декларировать свое видение дальнейшей перспективы. Это нашло отражение в ряде публикаций в открытой печати. Здесь будут рассмотрены некоторые из них.

Под рубрикой "актуальная тема" в журнале "Двигатель" № 2 (8) 2000 года была напечатана статья "Перспективные ЖРД России" (1). (Примечание: здесь и далее публикациям присвоены цифры для ссылки). Статья является кратким изложением ранее выпущенного отчета "Концепция развития системы средств выведения Российской Федерации на период после 2005 года". Концепция разработана Центром Келдыша и ЦНИИмаш по заказу Росавиакосмоса.

В том же 2000 году в журнале "Полет" была опубликована статья "Надежность и безопасность перспективных ракет-носителей" (2).

Эти публикации инициировали работу мысли ряда ученых и специалистов отрасли, в связи с чем в 2010 году в научно-техническом журнале "Авиакосмическая техника и технология" № 1, 2010 г. в разделе "Авиационные и ракетные двигатели" появилась объемная статья под названием "Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени много-



М.К. Янгель

Все иллюстрации из открытых источников



Метановая ракета Амур

разовой ракетно-космической системы" (3).

Вершиной этого идеологического сооружения можно считать публикацию на сайте Роскосмоса 05.10.2020 г. под названием "Безотказная, как автомат Калашникова:

метановая ракета "Амур" (4). Это интервью исполнительного директора Роскосмоса по перспективным программам и науке А. Блошенко и главного эксперта департамента перспективных программ, ответственного за реализацию проекта "Амур-СПГ" И. Пшеничникова.

Упомянутые публикации объединяет общая направленность, это - жесткая критика достигнутых результатов отечественного двигателестроения за последние 50 лет и обещание светлого будущего при смене курса.

Цитируемые ниже постулаты нового курса трудно сопоставляются с достоверными фактами, а в некоторых случаях, и здравым смыслом.

"Дальнейшее развитие мировой космической деятельности сдерживается ... недостаточной надежностью средств выведения. Так, каждый 20 - 30-й полет является аварийным, при этом в 50 % случаев - по вине двигательных установок (ДУ)." (1)

Если данное утверждение относится к любому из известных в мире летающих ракет-носителей (РН) то это неверно, а если имеются в виду осредненные данные, то утверждение лишено смысла, что адекватно известному выражению о "средней температуре по больнице".

"Практика эксплуатации российских ракет-носителей в составе которых используются ЖРД, выполненные по схемам с дожиганием и без дожигания, показывает, что более высокий уровень надежности характерен для носителей, в которых используются ЖРД без дожигания. При этом, такой показатель, как число аварий ракеты-носителя по причине отказа двигателя носителя "Союз" (двигатели без дожигания) в три раза ниже, чем у носителя "Протон" (двигатели с дожиганием). Показатель надежности носителя "Зенит" с ЖРД, выполненными по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа, с более высокими параметрами значительно уступает по показателю надежности носителю "Союз" и "Протон". (2)

После прочтения этого текста уместно вспомнить известное изречение Марка Твена: "Существует три вида лжи: ложь, Большая ложь и статистика". Вывод о зависимости надежности двигателя от его схемы и уровня параметров выдуман и не соответствует действительности. В первую очередь об этом свидетельствует опыт безотказных полетов полетов РН "Атлас" с двигателем РД-180 (92 полета) в течении 20 лет. " Число аварий ракеты-носителя по причине отказа двигателя" не является показателем надежности если после внедрения корректирующих мероприятий их эффективность подтверждена десятками или даже сотнями успешных полетов. Три отказа двигателя первой ступени носителя "Зенит" связаны исключительно с грубым нарушением производственного процесса при изготовлении. После внедрения мероприятий последние 22 полета были успешными. Более 200 последних полетов двигателя



Двигатель РД 180

первой ступени в составе носителя "Протон" были успешными.

"Сравнительный анализ различных схем ЖРД показал, что характерным для ЖРД с окислительным газогенератором является интенсивное развитие аварийных процессов (0,02-0,04 с) с разрушением газовых трактов, обусловленных высоким окислительным потенциалом генераторного газа (для топлива кислород-керосин почти на 90 % состоящего из высокотемпературного кислорода)." (2)

Достижение требуемого уровня безопасности для ракетных двигателей с дожиганием окислительного газа сопряжено со значительными, порой неоправданными трудностями и затратами, прежде всего потому, что закрытая схема с окислительным ГГ имеет повышенную склонность к возгоранию..." (3).

Из анализа любой схемы ЖРД подобный вывод (о характерном, т.е. часто встречающемся отказе) сделать в принципе невозможно. Такой вывод можно только придумать. Тогда характерными для любого ЖРД, использующего любой окислитель и агрегаты, нагруженные внутренним давлением выше давления окружающей среды, можно считать любой отказ с разрушением конструкции и разлетом осколков, истечением компонентов топлива, пожаром и взрывом. Что касается "повышенной склонности к возгоранию" то такого рода оценки следует отнести к категории вкусовых ощущений. Статистика многолетних успешных полетов РН "Протон" и "Атлас" свидетельствует об обратном.

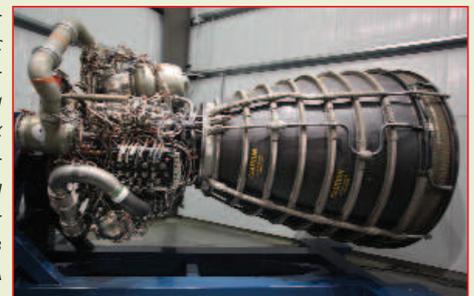
"...важнейшей задачей отечественного ракетно-космического двигателестроения на современном этапе следует считать разработку резервированной многодвигательной установки с использованием ЖРД многоразового применения. К требованиям, которым должна удовлетворять такая ДУ, можно отнести следующее:

- отказ одного двигателя не должен приводить к срыву программы полета;

- кратность использования ДУ на первом этапе должна составлять 10 - 15, в последующем - 50 - 100;

- стоимость межполетного обслуживания не должна превышать 3 % стоимости ДУ с последующим снижением до 0,5 %." (1)

"Как показывают расчетно-теоретические, экспериментальные и проектные исследования, ресурс турбомашин в определенной степени зависит от уровня их энергонапряженности. Поэтому высокая энергонапряженность агрегатов, в первую очередь ТНА современных, наиболее эффективных



Главный двигатель Space Shuttle SSME RS-25

ЖРД РД-170, РД-180, РД-191, ставит под сомнение возможность достижения высокой кратности (до 25 - 30) использование подобных двигателей и низкой стоимости (менее 1...2 % стоимости изготовления) межполетного обслуживания двигателя. Об этом свидетельствует опыт эксплуатации пока единственного в мире многоразового ЖРД SSME." (1)

Это научное видение будущего, изложенное в стиле приказа по отрасли, живо по сей день, что отражается как в открытых научно-технических публикациях, так и в информации о деятельности Роскосмоса. Есть основание полагать, что исследования, на которые ссылаются авторы публикации, относятся к стационарным турбомашинам работающим годами и десятилетиями. В нашем случае мы имеем дело с тысячами или даже с десятками тысяч секунд (!). Экстраполяция здесь вряд ли уместна.

Впервые вопрос о многоразовом использовании первой ступени РН был поставлен в СССР при создании носителя "Энергия" в 70-х годах прошлого столетия. Двигатель РД-170 создавался как многоразовый. Он был успешно сертифицирован для 10-кратного полетного использования. Программа сертификационных испытаний включала демонстрацию запаса по отношению к последнему использованию по числу ресурсных испытаний. В итоге была успеш-



Saturn V

но подтверждена работоспособность двигателя в течение 17 полноресурсных испытаний и 25 включений.

Позднее аналогичная программа испытаний (21 испытание) было проведена для двигателя РД-180.

После завершения программы испытаний было проведено исследование состояния материальной части камеры сгорания. Предметом исследования являлась огневая стенка камеры на предмет обнаружения твердых отложений со стороны охладителя, а также наличия дефектов со стороны горячего газа. По результатам исследования был сделан вывод о том, что предел работоспособности не достигнут, и камера способна сохранить свою работоспособность в течение времени работы, соизмеримого с уже нажитым.

К сожалению, эти результаты, известные авторам публикаций, не охладили их революционную решимость писать историю отечественного двигателестроения с нового листа.

"Для ЖРД с восстановительным газогенератором характерно существенное снижение интенсивности развития аварийных процессов (период развития 0,1-0,5 с и более); при авариях, как правило, не происходит разрушение газовых трактов (прогары имели место в ходе отработки двигателей, но их последствия не были ка-



Двигатель РД-180 РН "Атлас" в сборочном цехе г. Денвер, США

тастрофическими). Все это повышает эффективность использования системы аварийной защиты (охват системой защиты аварийных ситуаций может быть увеличен до 90..95 %), тем самым открывается путь к созданию и успешной эксплуатации ДУ, построенной на принципах резервирования. Это подтверждается, в частности, опытом США по ракете-носителю "Saturn-V". (2)

Утверждению о том, что "для ЖРД с восстановительным газогенератором... при авариях, как правило, не происходит разрушение газовых трактов..." уместно противопоставить другое, по убедительности сопоставимое утверждение, - "как правило, отказы ЖРД любой схемы в полете не происходят".

Далее следует заметить, что ни в отечественной, ни в американской нормативной документации не используется термин охват (или коэффициент охвата) аварийных ситуаций. Соответственно отсутствует и метод определения численного значения этого понятия. Авторы этой и многих других публикаций (в частности (3) упоминаемой здесь), где используется этот термин, ничего не сообщают своим читателям о том, как им удается выйти на численное значение. Возможно именно в этом и состоит загадочная сила нашей отраслевой науки. Численное значение "охвата" может быть определено только (!) в том невероятном случае, если достоверно определена вероятность всех возможных отказов в следствии ошибки при производстве или эксплуатации. И не в прошлом, а в перспективе, для чего по-видимому придется воспользоваться математическим моделированием, как это рекомендует главный эксперт Роскосмоса (см. ниже).

"В процессе работы ЖРД (кислород-керосин) на переходных режимах на внутренних поверхностях камеры сгорания и сопла образуется сажа. Её удаление является трудоёмкой и продолжительной ручной операцией. По опыту НПО "Энергомаш", для её полного удаления требуется почти полная разборка двигателя. В процессе очистки от сажи возможны случайные повреждения конструкции. Кроме того ручная операция очистки от сажи требует определенных мер защиты обслуживающего персонала, что также влияет на время и затраты при проведении операций межполетного обслуживания.

Очистка от сажи донной защиты многодвигательной МДУ с качающимися двигателями также представляет не простую задачу, для решения которой после каждого полета может потребоваться демонтаж донной защиты для её очистки или замены.

Операция по удалению сажи особенно актуальна для двигателей многоразового применения. Оставшаяся после предыдущего применения сажа при последующем применении ЖРД под действием давления и высокой температуры может внедриться в поверхностный слой материала, где по химико-термическому воздействию типа "цементации" может произойти местное изменение прочностных свойств материала. Под воздействием циклического температурного и механического нагружения при многократном применении возможно расслоение материала (из-за неодинаковой деформации) с разрушением агрегата..." (3).

Неряшливо написанное является от начала и до конца выдуманной. Изложенное в подобном стиле относительно личности человека называется клеветой. В этой же публикации (3) двумя страницами ранее описан опыт НПО "Энергомаш" по обеспечению возможности многоразового использования двигателя РД-170, который свидетельствует прямо о противоположном. После огневого испытания, которое проходит каждый товарный двигатель, вручную тряпкой снимается сажа с поверхностей сопел камер сгорания в течение примерно 1,5 - 2 часов (РД-180) без разборки чего-либо и параллельно с другими работами. Делается это при нахождении двигателя ещё на огневом стенде исключительно из уважения к Заказчику и чтобы не оставлять пятен на белых халатах рабочих при подготовке двигателя к отправке Заказчику и при сборке двигателя со ступенью ракеты у Заказчика.

Примечание. Впечатление от прочитанного заметно усиливается когда замечаешь в числе авторов публикации (3) сотрудников НПО "Энергомаш".

"Госкорпорация Роскосмос и Ракетно-космический центр "Прогресс" (входит в периметр Госкорпорации Роскосмос) подпи-

сали 5 октября 2020 года контракт на разработку эскизного проекта космического ракетного комплекса с новой ракетой-носителем "Амур". Носитель станет первой российской многоразовой ракетой на метане. Одна из особенностей проекта - "Амур" будут создавать под заданную стоимость пусковой услуги \$22 млн. Также ракета получит беспрецедентный (?) уровень надёжности...

...На первом этапе летных испытаний планируется обеспечить не менее десяти полетов многоразовой первой ступени "Амура". Однако в перспективе предполагается запускать одну ступень до 100 раз. При этом центральный двигатель первой ступени, который будет отвечать за ракетно-динамическую посадку, должен включиться в общей сложности 300 раз. "Центральный двигатель будет отвечать за посадку ступени обратно на Землю. В каждом полете он будет работать три раза: сначала он будет зажигаться при старте ракеты, второй раз двигатель будет срабатывать при торможении возвращаемой ступени в плотных слоях атмосферы, третий раз он будет запускаться уже у самой земли при мягкой посадке на "ноги". Если мы хотим запускать в будущем многоразовую ступень 100 раз, то центральный двигатель должен быть рассчитан, соответственно, на 300 запусков.

Главный эксперт уточнил, что для создания такого двигателя Роскосмос не будет проводить 300-кратные испытания на Земле, а воспользуется цифровыми методами моделирования. "По современным нормам мы, с учетом цели в 300 включений, должны взять несколько десятков двигателей и довести их практически до отказа, но я не представляю себе такой объём наземных испытаний. Соответственно, будем по-другому подходить к оценке качества и надёжности двигателей, в том числе с помощью методов математического моделирования". (4)

К обоим заявлениям молодых чиновников относительно обещания "беспрецедентного уровня надёжности" и "будем по-другому подходить к оценке качества и надёжности двигателей, в том числе с помощью методов математического моделирования" не следует относиться серьезно. Можно предполагать, что это результат доверчивости к авторитету предшествующего поколения отраслевых ученых, включая академиков, и отсутствие собственного опыта. Что касается "заданной стоимости пусковой услуги", то стоит заметить, что это далеко не самый эффективный способ поиска лучшего варианта решения проблемы.

В одном из недавних интервью, действующий ныне руководитель Роскосмоса Д.О. Рагозин справедливо заметил, что при ограниченной возможности финансирования новых космических разработок из российского бюджета в большей мере должен быть востребован интеллектуальный вклад участников этой деятельности. К сожалению это пожелание не нашло своего воплощения в реальности как это следует из рассмотрения происходящего с проектом "Амур".

Очевидно, что максимальные затраты интеллектуальных усилий ("семь раз отмерить...") следовало бы ожидать от сражения обих участников - "керосина" и "метана" в максимально близких к равным условиям конкурса эскизных проектов, что в первую очередь предполагает близкие весовые категории "оруженосцев" с обеих сторон. Например, с одной стороны - ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и НПО "Энергомаш", с другой - РКЦ "Прогресс" и АО КБХА.

В нашем случае решение было принято преимущественно усилением воли.

Основные характеристики РН «Союз-СПГ»

значение	параметр	значение
296,1	стартовая масса РН, т	359,4
2	количество ступеней	2
45,5*	длина РН, м	48,8
4,1	диаметр РН, м	4,1
компоненты топлива РН:		
ж. кислород	-окислитель	ж. кислород
СПГ	-горючее	СПГ
масса сухих блоков РН, т:		
15,6*	-1 ступень	25,4
5,5	-2 ступень	5,5
рабочий запас компонентов РТ, т:		
184*	-1 ступень	220,0 (в т.ч. 13 т на возвращение)
77*	-2 ступень	77,0
двигательная установка		
4xРД0169А	-1 ступень	5xРД0169А
1xРД0169Б-1	-2 ступень	1xРД0169Б-1
4x100=400	тяга 1 ступени у земли, тс	5x100=500
95	тяга 2 ступени в пустоте, тс	95
Млн на ноо, т:		
10,7	Байконур	12
11	Восточный	12,5



Основные характеристики ракеты-носителя «Союз-7» («Амур-СПГ»)

В заключение следует акцентировать внимание читателя на следующем.

1. Рассмотренное здесь видение будущего (проект "Амур") основано исключительно на вере (не знании, полагаю), что надёжность вновь созданных и используемых в связке 5 двигателей на метане совместно с умной и быстродействующей системой аварийной защиты будет ещё выше, чем надёжность одного двигателя на керосине (РД-180), доказанная результатами 20 лет успешных полетов.

2. Представляется очевидным - в том числе с учетом опыта НПО "Энергомаш" - что при сравнении двух вариантов двигательных установок с равным уровнем суммарной тяги, но разнящихся только числом двигателей (например, вариант А - 5 двигателей, вариант Б - 1 двигатель), стоимость производства и межполетного обслуживания варианта А существенно выше, чем варианта Б. Резервирование тяги в варианте А эту разницу заметно увеличивает.

3. Необходимо иметь ввиду, что конкурентоспособность отечественных средств выведения на мировом рынке зависит не только от качества производства непосредственно двигательных установок, но и от качества работы всех составляющих космической инфраструктуры.

Цитируемые первоисточники:

- Перспективные ЖРД России. Журнал "Двигатель", № 2, 2000 г. Авторы: А.С. Коротеев, директор, академик РАН; Л.П. Самойлов, к.т.н. - "Центр Келдыша".
- Надёжность и безопасность перспективных ракет-носителей. Журнал "Полет" № 7, 2000 г. Авторы: А.С. Коротеев, директор, академик РАН; В.М. Нестеров, к.т.н.; Л.П. Самойлов, к.т.н. - "Центр Келдыша".
- Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы. Журнал "Авиакосмическая техника и технология" № 1, 2010 г. Авторы: А.И. Кузин, д.т.н.; С.Н. Лозин, к.т.н.; П.А. Лехов, к.т.н.; А.И. Семенов; А.В. Иевлев - ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева; В.С. Рачук, д.т.н.; А.Ф. Ефимочкин, д.т.н. - ОАО КБХА; А.С. Коротеев, академик РАН - "Центр Келдыша"; Б.И. Каторгин, академик РАН; И.А. Клепиков, д.т.н.; А.А. Лихванцев - ОАО "НПО Энергомаш"; И.А. Смирнов, к.ф.м.н.; А.Г. Яковлев - КБХМ им. А.М. Исаева; В.В. Вахниченко, д.т.н.; В.И. Петров, д.т.н.; А.М. Ромашкин; Ю.Г. Гусев - ФГУП ЦНИИмаш.
- <https://www.roscosmos.ru/29357/>

Связь с автором: feliks107@mail.ru

С сайта: <https://rf-smi.ru/russ/63330-rossijskaya-mnogorazovaya-raleka-otvet-lonu-masku-budet-vypolnyat-do-50-poletov.html>