

ПОЧЕМУ ПОЛЕТЫ НА ЛУНУ НЕ СОСТОЯЛИСЬ
С.Г.Покровский
ООО «Научно-производственное предприятие «Проект-Д», г. Москва

Введение.

В [1],[2] было показано, что кино- и фотодокументы НАСА, относящиеся к моменту отделения от ракеты-носителя “Сатурн-5” первой ступени, - свидетельствуют, что скорость ракеты-носителя была много меньше(на 1150-1200 м/с[2]), чем это следует из описаний режимов полета. В расчетах же по оптимизации для экспедиции на Луну каждый метр в секунду характеристической скорости обеспечивал доставку к Луне 15 кг груза.

Таким образом, в приближении этих оптимизационных расчетов, к Луне не могло быть выведено до 18 тонн массы из декларированных 46 тонн, при этом собственная масса корабля «Аполлон» в этой программе считалась 28 тонн. Это означает, что возвращаемых экспедиций на Луну американцы осуществить не могли. Можно только выстраивать предположения, а что было вместо них. Облет Луны пустым кораблем, облет Луны на облегченном корабле, сброс на Луну невозвращаемого легкого аппарата с лазерным отражателем?

Из измерений скорости автоматически следует, что весь материал, свидетельствующий об экспедиции, - есть результат крупномасштабной мистификации. Настолько крупномасштабной, что внутренне сомневающиеся в полетах люди, убеждают себя и других словами: «Легче было слетать, чем затевать столь масштабную мистификацию».

Это высказывание, возможно, и было бы справедливым, если бы не существовало другого варианта развития событий. Затевалась полномасштабная программа, но в процессе ее реализации неожиданно возникли непреодолимые препятствия. Но на кон уже брошены слишком большие средства. Провал программы ставит под угрозу слишком многое(политический строй государства). И мистификация становится последним и единственным выходом.

Такое возможно. Теперь следует отыскать то тонкое звено, которое порвалось. Мы хорошо знаем, что мощнейшая ракета и мощнейший ЖРД Ф-1 первой ступени были заброшены в небытие. Перестали существовать для американской космонавтики. Видимо, здесь и надо искать тонкое звено.

Причем про двигатель второй ступени нам известно, что он работоспособен – точно выводил достойные грузы на орбиту в составе ракеты «Сатурн-1Б». Собственно «Аполлон» - рабочий корабль, на борту которого побывали наши космонавты в совместном полете «Союз»-«Аполлон». Наибольшие подозрения вызывает неиспользуемый после лунной эпопеи и вывода Скайлэба на орбиту двигатель Ф-1 фирмы «Рокетдайн».

Двигатель Ф-1 и Инконель Х-750.

Двигатель Ф-1 был построен по традиционной к тому времени схеме с охлаждаемой камерой сгорания из спаянных между собой трубок. Это решение – было как бы простым масштабированием достаточно отработанной схемы.

Но не все в нем допускало простое масштабирование. Рост размеров камеры сгорания в первом приближении пропорционально кубу линейных размеров, - ведет к такому же увеличению объема горячих излучающих газов. Площадь поверхности, воспринимающей излучение, - растет как квадрат линейных размеров. Таким образом, удельный поток лучистой энергии на поверхность стенки камеры с ростом размеров возрастает.

В малых двигателях трубки охлаждаемой стенки делались из чистого никеля. В Ф-1 жаропрочности никеля уже не хватало. Материал трубок пришлось изменять. Был использован достаточно новый материал никелевый сплав Инконель X-750.

Сплав на 73% состоит из никеля и содержит еще 5 металлических компонент, включая алюминий и титан. Интерметаллид состава $\text{Ni}_3(\text{Al},\text{Ti})$, выделяющийся из сплава в процессе т.н. дисперсионного твердения, является тем самым фактором, который обеспечивает рост жаропрочности сплава. Эта фаза имеет название γ' -фаза(гамма-штрих-фаза), а основной состав – просто γ -фаза.

Новая γ' -фаза имеет такую же гранцентрированную кубическую решетку, как и исходная фаза, но только отличается от нее параметром решетки. У нее решетка чуть плотнее – на десятые доли процента.

С применением Инконеля в составе ЖРД Ф-1 возникли технологические проблемы. Вот как они описаны в технологической истории программы:

In the production of less powerful liquid-rocket tubular-walled thrust chambers, usually of pure nickel, manufacturing engineers depended on manual torch brazing with alloys of a silver-based type. With the F-1's thrust levels up to 10 times those of prior engines, investigators knew that the old procedures needed some rethinking if the big new engine was going to hold together during a launch. For the tubes themselves, the nickel-alloy Inconel X-750 provided the high strength-to-weight ratio that was needed, but it imposed certain restraints in the brazing process. After experimentation, designers realized that technical reasons prohibited the conventional technique of torch brazing, and dictated a furnace brazing process. Then a secondary set of problems cropped up. Inconel X-750 included enough aluminum and titanium to form refractory oxides under brazing temperatures, so that "the surface of the Inconel is [121] not readily wet by most brazing alloys at elevated temperatures." Thus the brazing procedures had to begin by electrolytically depositing a thin layer of pure nickel on the tubes to eliminate the refractory oxides on the brazing surface. Despite this minor drawback in the operation, furnace brazing promised several distinct advantages over the torch method by minimizing differences in thermal stresses, combining age-hardening of the tubes with the brazing operation, and eliminating the variables of hand methods.

Проблемы возникли на их законном месте – на стыке серебряного припоя и инконелевой тонкостенной трубки. Действительно, при нормальных температурах коэффициент линейного расширения никеля и никелевых жаропрочных сплавов(НЖС) в полтора раза меньше, чем у серебра. При высоких температурах оба коэффициента возрастают, отношение сокращается до 1.25, но абсолютная разница остается весьма ощутимой. Оказавшиеся в контакте материалы совместно остывают. И при этом возникают напряжения, которые сопоставимы с масштабом прочности этих материалов. В технологической истории предлагается объяснение, что происходил разрыв собственно адгезионного соединения – спая. Эта

неприятность была преодолена применением поверх инконелевой тонкостенной (0.3 мм) трубки – слоя гальванического никеля. Который не позволил выделяться на поверхности окислам алюминия и титана.

Объяснение вполне правдоподобное. Но есть в нем и весьма сомнительный момент. Окислы алюминия и титана – хорошо отражают излучение. Впрочем, про это и в цитируемой фразе и говорится.

А никель на самом деле весьма темный. Покрытие из гальванического никеля исключает выделение окислов не только при пайке, но и при штатной работе. И повышает общую поглощательную способность поверхности. Энергонапряженность стенки возрастает. Это довольно серьезные величины. Речь может идти о различиях в поглощающей способности в 1.15-1.3 раза. Так получилось, что автор данной работы - лазерщик, которому в своей лабораторной практике приходилось для текущих нужд практически оценивать поглощательную способность металлов на длине волны 1 мкм, приблизительно соответствующей спектральному максимуму излучения газов камеры сгорания Ф-1. Глаз моментально цепляется за такие вроде бы малозначимые вопросы, которые на самом деле выливаются в большие проблемы. Серьезное увеличение поглощательной способности поверхности означает, что системе охлаждения требуется отводить тепла в соответствующее количество раз больше. Если этого не сделать, то конечная температура теплоносителя и стенки оказывается больше – на добрую сотню градусов. А это выход на пределы расчетной жаропрочности стенок.

Или требуется полное перепроектирование системы охлаждения с увеличением потока теплоносителя, изменением проходного сечения трубок. Это, с очевидностью, не делалось. Но гальваническое покрытие трубок никелем просто требовало либо увеличения теплосъема, либо... уменьшения лучистого потока на стенку.

Проблемы никелевых жаропрочных сплавов.

Собственно само применение никелевого жаропрочного сплава в ответственной энергонапряженной конструкции да еще в виде механически слабых тонкостенных трубок в годы создания двигателя Ф-1 выглядит достаточно авантюрным.

Физика жаропрочности никелевых сплавов – разрабатывается по сей день. На настоящий момент представления о жаропрочности никелевых сплавов выглядят так. Дислокации(линейные дефекты решетки) основной γ - фазы не имеют возможности проникнуть в атомарно-упорядоченную структуру выделений γ' - фазы. И обтекают ее. Но взаимодействие межфазной границы с дислокациями, тормозит движение дислокаций и препятствует ползучести и соответственно быстрому выходу детали из жаропрочного сплава из строя. Собственно основная γ - фаза практически лишена дислокаций, γ' -фаза создает как бы каналы для перемещения дислокаций. Жаропрочные свойства сплава обеспечиваются фазовой стабильностью. Повышение температуры способствует растворению тормозящей дислокации γ' -фазы. И тем самым снижаются допустимые напряжения в

материале. Диффузионный вывод легирующих элементов из выделений – порождает новые выделения, ухудшающие жаропрочные свойства сплава.

Довольно сложная схема. Так вот, в период создания Ф-1 даже само понятие о дислокациях было новым. Являлось математической заумью, которой не доверяли экспериментаторы. А экспериментальных доказательств справедливости дислокационных представлений о прочности и пластичности не было.

Вопрос решал энтузиазм ученых-одиночек. В 1960 году к работам по кинетике дислокаций приступил советский металлофизик-теоретик и энтузиаст дислокационной теории Алексей Николаевич Орлов.

В 1962-63 году появились статьи, продемонстрировавшие реальность представлений теоретиков [4,5]. В последней работе была экспериментально показана возможность существования т.н. источника Франка-Рида, который был предсказан теоретиками в качестве механизма размножения дислокаций под напряжениями. Дислокационная теория доказала свою дееспособность.

Но проблемы прочности и пластичности в ней были поставлены еще только в зачаточных, наиболее общих формах. Докторская диссертация по кинетике дислокаций, защищенная Орловым в 1967 году, была в сущности первой попыткой создания последовательной микроскопической теории пластичности, основанной на представлениях о дислокационной природе прочности и пластичности. До этого более-менее глубокие соображения по проблеме докладывались на конференциях 1965-66 годов. Собственно с этого момента металлофизика обрела теоретическое зрение. Она стала представлять себе, что в решетках материалов движется, а что тормозится и какими средствами.

До этого времени все, что делалось, могло делаться только на основе практически неосмысленного перебора вариантов или каких-то туманных интуитивных догадок. В частности, как свидетельствует советский и российский металлофизик директор ВИАМ, разработчик и исследователь физики жаропрочности акад. Е.Н.Каблов, жаропрочные сплавы первого поколения были неоптимальны по составу, содержали элементы, которые выделяясь при тех или иных изменениях, ухудшали эффект жаропрочности, обнуляли его, создавали предпосылки для образования микротрещин и преждевременного разрушения сплавов.

Результат улучшения понимания металлофизиками природы происходящего в сплавах – не замедлил сказаться. Дислокационные представления сразу поставили вопрос о плотности тормозящих ползучесть образований. И в 1969 году на конференции в Цюрихе 5-6 мая прозвучал доклад, в котором жаропрочные свойства никелевых жаропрочных сплавов были представлены как функциональная зависимость от объемного содержания γ' -фазы (рис. 1) [6]. Только после этого в 1970 в американской литературе получило хождение новое наименование никелевых жаропрочных сплавов – суперсплавы.

А жаропрочный сплав Инконель X-750, использованный в Ф-1 и существование которого зафиксировал советский справочник по жаропрочным материалам, в указанном справочнике имеет характеристики жаропрочности, никак не связанные с фазовым составом. Просто: для такой-то температуры и 100-часовой длительной жаропрочности такой-то показатель. Данные с очевидностью американские. Космический материал – ноу-хау фирмы Рокетдайн. Которая к

моменту начала полетов к Луне – не представляет, что материал в зависимости от температуры и длительности дисперсионного твердения (определяющих фазовый состав) может иметь жаропрочные свойства, отличающиеся в разы (см. *рис.1*). Что могло получиться при таком понимании свойств и технологии материала, оказавшегося в руках изготовителей Ф-1?

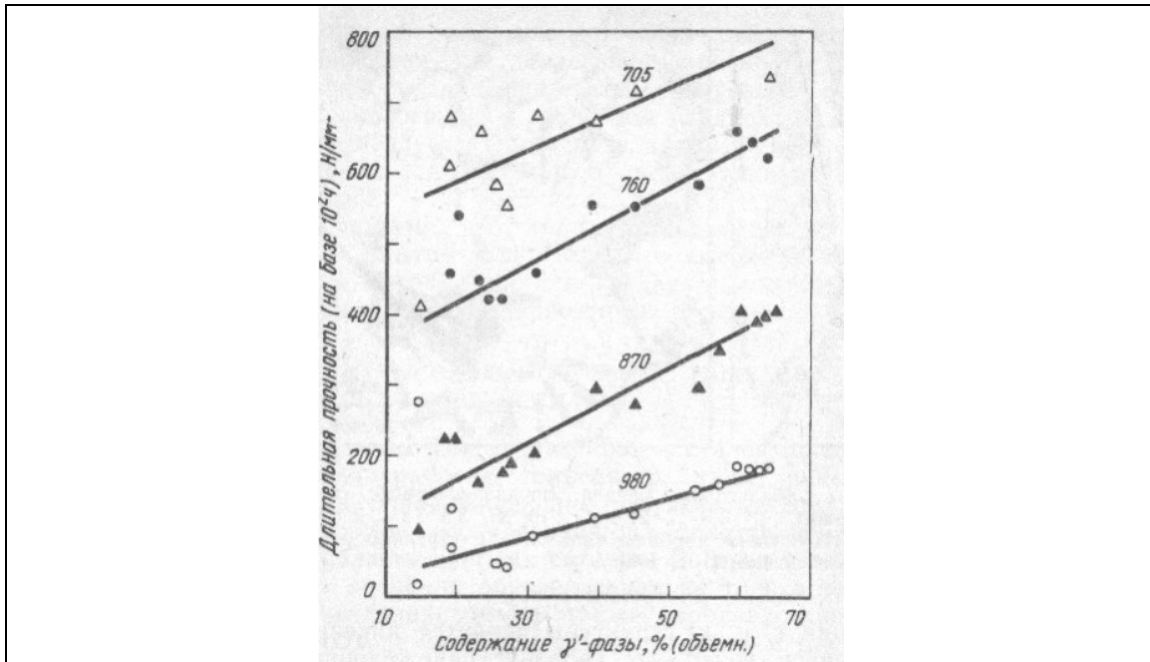


Рис.1. Влияние объемной доли γ' -фазы на жаропрочность ЖНС при различных температурах (даны цифрами над графиками). [6]

Сразу пометим себе, что сам факт использования Инконеля в виде проката – тонкостенных трубок, – предполагает его достаточно низкие характеристики. При содержании γ' -фазы более 50% (там, где жаропрочные свойства лучше) – материал становится настолько твердым, что становится невозможной обработка его методами горячей деформации – только точное литье.

Новые неожиданности физики жаропрочных никелевых сплавов.

Но у жаропрочных никелевых сплавов оказалось еще одно неожиданное свойство, которое начало выявляться сравнительно недавно. На XVII Петербургских чтениях по проблемам прочности и пластичности был представлен доклад по результатам исследования двух сломавшихся турбинных лопаток из двух разных никелевых сплавов с существенно разным начальным содержанием γ' -фазы (40% и 12%). Отмечен рост твердости передней кромки пера по сравнению с задней, а само перо стало тверже по сравнению с замком. При этом наблюдалось увеличение объемного содержания γ' -фазы и ее коагуляция в более крупные выделения. Разумеется, все это и создало предпосылки для разрушения.

Понятно, что материал турбинной лопатки создается в расчете не на 100 часов, а на многолетнюю эксплуатацию. Напряжения в лопатке много ниже предельных для рабочих температур. И не выходят за пределы упругих. Тем не

менее, они таки вызвали и пластическое деформирование, и нарастание объема упрочняющей фазы за счет исходной, деградацию материала и предрасположенность к разрушению.

А что у нас было в Ф-1?

Пластическое деформирование при прокате.

Напряжения масштаба пределов прочности, возникающие при остывании инконеля, адгезионно связанного с припоем, имеющим существенно более высокий термический коэффициент линейного расширения. Это напряжение действовало на трубку годами – от момента производства до момента использования при старте или пробного пуска на стенде. Имеем сразу две причины, способные серьезно повлиять на фазовый состав сплава и его предрасположенность к разрушению – сработавшие еще до старта или пуска двигателя.

А при пуске? А при пуске масштаб лучистых потоков на поверхность моментально возрастает до уровня 10^4 - 10^5 Вт/см². Это типичные масштабы лазерного воздействия. При 10^6 Вт/см² речь идет уже о плавлении и испарении металла с поверхности. Теплоотвода внутрь материала не хватает. А при таких «умеренных» импульсных нагрузках материал, подвергнутый воздействию излучения выглядит примерно так (*фото 1*) [8]

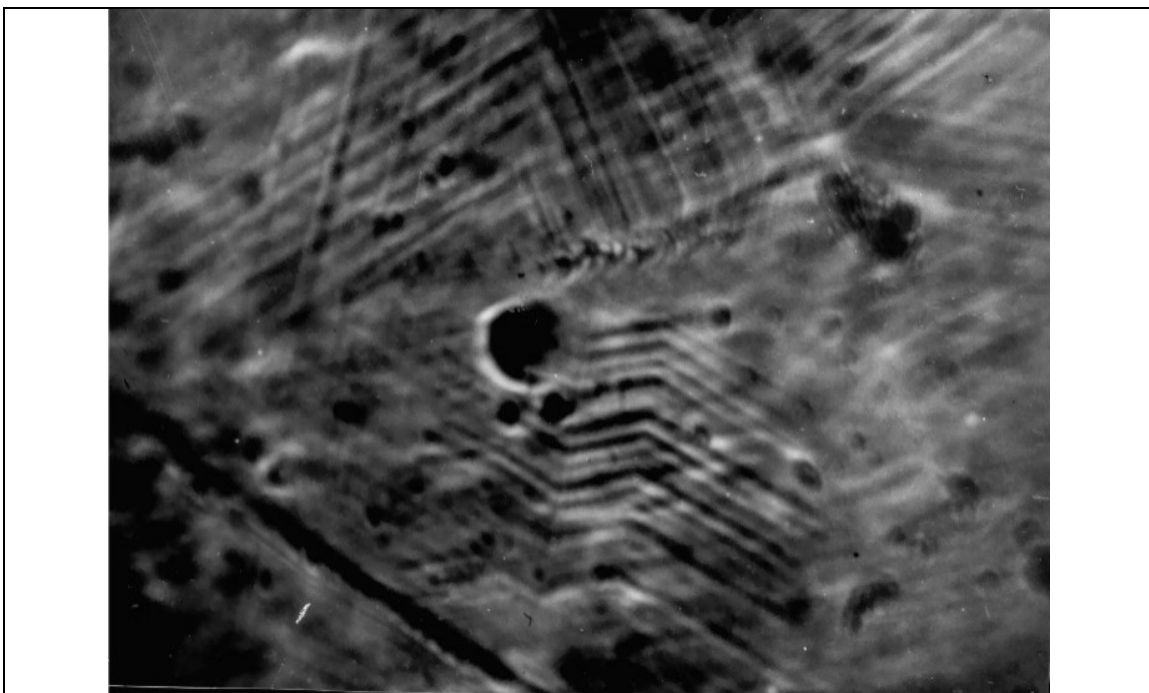


Фото 1. Поверхность образца сплава X20Ni20 после обработки миллисекундным импульсом лазерного излучения длиной волны 1.06 мкм. Плотность мощности в импульсе масштаба 10^4 Вт/см² – близка к плотности мощности в двигателе Ф-1

В центре видно округлое зерно новой твердой фазы. Период между плоскостями скольжения, примыкающими к зерну, около 0.5 мкм.

В материале за один-единственный миллисекундный импульс с плотностью мощности того же масштаба, что и облучение стенки в камере сгорания, возникают ударные волны, под действием которых происходит фазовая модификация материала. Практически по тому же принципу, что и в никелевых жаропрочных материалах. А именно: новая фаза имеет такую же, как у исходного материала ГЦК-структуру. А период решетки 0.3592 нм – на 0.1% меньше периода исходной фазы 0.3595 нм. Классическое условие жаростойкой модификации. И материал, действительно, приобретает жаростойкие свойства. Новая фаза не желает отжигаться при 500⁰ С и медленно отжигается при 650⁰С. Собственно, использованный материал – железо-хром-никелевый сплав – достаточно близкий родственник инконелям, нимоникам, нихромам. Просто неоптимального для задач жаропрочности состава.

И его поведение под лазерными импульсами – качественно демонстрирует, что может, а на самом деле – ДОЛЖНО – происходить в инконеле при стартовом импульсном лучистом поражении трубки. Ударные волны перелопачивают фазовую структуру сплава до неузнаваемости.

Причем происходит это в одном направлении. Упрочняющая фаза накапливается, коагулирует в крупные образования, возникают деформации, микротрещины, предпосылки для разрушения. Характер кривой микротвердости – абсолютно типичный для многих других случаев фазовой модификации: возрастание микротвердости, прохождение максимума, деградация материала.

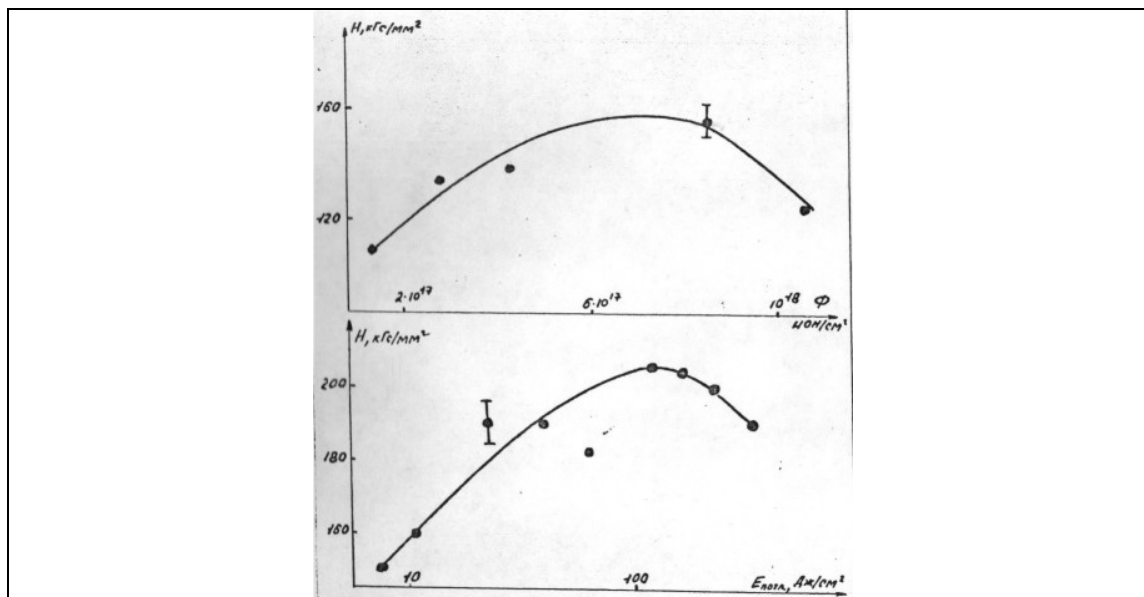


Рис.2. Характер кривой упрочнения поверхности:

а) вверху - при ионной фазовой модификации[9]

б) внизу – при лазерной модификации.

Обе кривые имеют типичный вид. Изменения накапливаются, проходят через максимум, далее график опускается до состояния, при котором измерения становятся бессмысленными – поверхность оказывается разрушенной. В лазерном случае точки относятся к воздействию как одиночными импульсами, так и сериями по 10 и 30 импульсов. Действует эффект накопления изменений.

В нашем случае лазерной модификации было проведено исследование изменений по глубине материала. Регистрировалось изменение формы рентгеновской линии, в модифицированном случае состоявшей из суммы исходной пары рефлексов (на двух близкорасположенных линиях – дуплете излучения рентгеновской трубки) и пары рефлексов новой фазы.

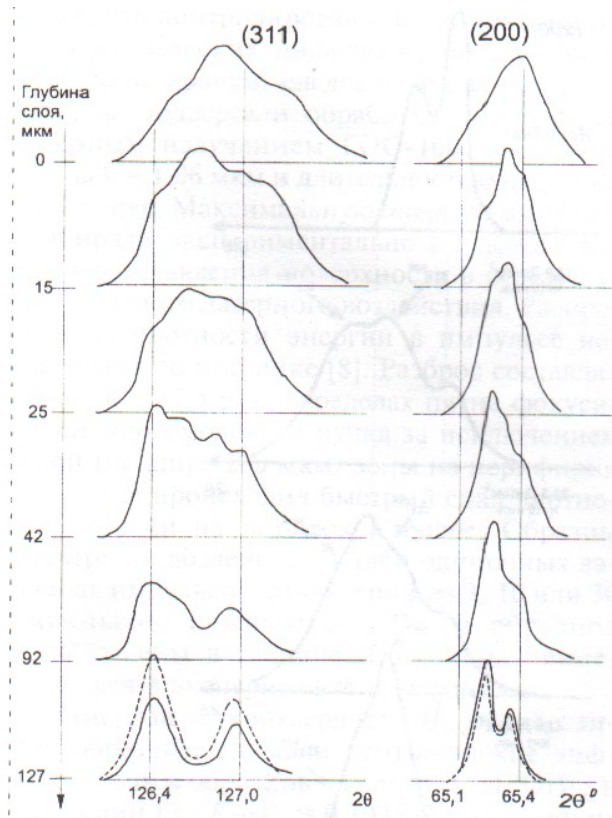


Рис. 3. Изменение формы рентгеновских рефлексов (311) и (200) ГЦК-сплава X20Ni20 после обработки лазерными импульсами по глубине материала. Измерения после послойного электрохимического травления. Пунктиром нарисовано исходное состояние линий.

Глубина серьезных изменений невелика. Около 100 мкм. Но для стеночного материала двигателя Ф-1 – это треть толщины материала. Треть расчетной прочности инконеля на обращенной к камере сгорания стороне – уничтожается в момент включения двигателя. Упрочняющая фаза из-за своего стремления к росту под действием напряжений – сама же и становится могильщиком. Был бы материал потолще – ничего бы страшного. А вот 0.3 мм – это совсем ничего. Сопротивляться нечему. А больше тоже нельзя. Теплопроводностный перепад температур на толщине – выведет инконелевую трубку за пределы жаропрочности. Ловушка!

Американские конструктора ничего этого знать еще не могут. До нашего лазерного эксперимента еще более 20 лет с момента высадки лунных экспедиций. Они могли оценивать напряжения теплового удара при пуске. И готовить материал с расчетом на эти дополнительные нагрузки

Но не могли знать о росте упрочняющей фазы – вплоть до разупрочнения. И про то, что этот процесс под действием ударной волны – моментальный. Все способно совершиться за тысячную долю секунды.

Двигатель обречен.

Или? Или, как мы помним, существует вариант – снизить температуру в камере сгорания. Все равно без этого не обойтись – после того как трубки покрыли никелем. Заодно можно избавиться от капризного материала. И поставить жаропрочную сталь. В которой жаропрочность обеспечивается не выделениями типа стремящейся к росту гама-штрих-фазы, а иными средствами.

Гипотеза замены трубок.

Никелевое покрытие, которое принуждает к уменьшению температуры камеры сгорания, - одновременно создает условия маскировки подмены материала камеры сгорания. Покрытая никелем трубка из жаропрочной стали – внешне неотличима от трубки из инконеля.

Мы оценили необходимое снижение лучистого потока на стенку в 15-30%. Пусть все-таки различие в поглощающей способности не столь разительное. Возьмем его на нижнем пределе 15%.

Закон излучения основных газов керосинового двигателя CO_2 и H_2O – пропорциональность излучения температурам в степенях 3 (для водяного пара) и 3.5 (для двуокиси углерода) [10]. Коэффициент же излучения у водяных паров намного больше коэффициента излучения для CO_2 . При уменьшении абсолютной температуры на 5% куб температуры уменьшается в первом приближении на 15%. Но зато коэффициент теплового излучения водяных паров (на доступном интервале практически линейного изменения вблизи 2000 градусов) возрастает от 0.3 до 0.33-0.34, т.е. больше, чем на 10%. [там же]. Поток сокращается слабо. При 10% уменьшении температуры коэффициент излучения возрастает до 0.37, т.е. возрастает на 25%. И только при уменьшении температуры на 15% достигается снижение лучистого потока на 15%.

Получаем, что необходимо снижение температуры в камере сгорания на 15%. Это достигается, например, заглушиванием в заводских условиях части топливных и кислородных каналов. Попросту в такие-то и такие-то позиции устанавливаются трубки с перекрытыми проходными сечениями. – Например...

При той же плотности вещества в камере сгорания давление и объемный расход снизятся на те же 15%. А скорость звука снизится пропорционально $T^{1/2}$ – на 7.5%. Вместе со скоростью звука и пропорционально ей снижается скорость истечения из сопла, связанная с удельным импульсом I

Таким образом, снижение тяги составит приблизительно $15+7.5=22.5\%$

Для сохранения тяговооруженности на стартовом столе стартовая масса ракеты должна снизиться на те же 22.5% и составить $0.775 \times 2900 = 2248$ тонн.

Удельный импульс Ф-1 в ходе полета возрастал с 263 до 304 с. Среднее 283.5 с. С учетом 7.5%-ного уменьшения $I = 262.2$ с.

Положим, что все остальные подрядчики сработали правильно. Т.е. над первой ступенью с уменьшенной заправкой располагаются полноценные 800 тонн прочих частей ракеты и плюс 100 тонн – собственная масса сделанной Боингом под полноценный двигатель первой ступени.

Тогда скорость в конце работы первой ступени (с учетом данных по гравитационным и аэродинамическим потерям для первой ступени) оценивается:

$$V \sim I \cdot g \cdot \ln \{m_1/m_2\} - V_{\text{грав.}} - V_{\text{аэр}} = 2352 - 1220 - 46 = 1086 \text{ м/с}$$

Наша гипотеза вынужденного уменьшения температуры в камере сгорания из-за проблем со стеночным материалом – выводит нас на скорость близкую к той, которая нами оценена в [1,2].

Интересно, что итерационным расчетом с учетом совершенно правильно работающей второй ступени – может быть получена и масса «Скайлэба». Она составляет 58 тонн. Учет отбрасываемого обтекателя массой 10-11 тонн приводит к выводу, что на орбите работала станция массой 47-48 тонн. По данным НАСА – более 71 тонны.

Но после подъема орбиты и ориентации станции третьей экспедицией посещения был озвучен баллистический коэффициент 207 кг/м^2 . Между тем измерения по ровному снижению станции в течение периода февраль-август 1974 года показали, что это снижение соответствует баллистическому коэффициенту 140 [12]. Это косвенно свидетельствует о массе аппарата, составлявшей $2/3$ от заявленной НАСА.

И получаются те же самые 47-48 тонн, которые выведены из догадки о двигательных проблемах. И коррелирующие с оценками скорости при полете А-11.

Эти совпадения слишком серьезны. И указывают, видимо, на справедливость догадки.

Выводы.

Высказанное в начале настоящей работы предположение о возможных проблемах при создании маршевого двигателя Ф-1 первой ступени ракеты-носителя Сатурн-5, нашли подтверждения в следующих моментах

- 1) Проблемы со стеночным материалом камеры сгорания двигателя были.
- 2) Предложенная версия решения этих проблем – не является удовлетворительной из-за серьезных различий в оптических свойствах

- спроектированной поверхности камеры сгорания и той, что получилась по версии НАСА
- 3) Использованный материал стенки камеры сгорания Инконель Х-750 ко времени создания двигателя не представлял из себя продукта сознательного управления свойствами. Для этого еще не был наработан научный багаж. Поэтому материал в использованном в двигателе виде мог просто иметь недопустимый разброс жаропрочных характеристик, связанный с незнанием технологами средств контроля этих характеристик и управления ими.
 - 4) Материал мог серьезно ухудшиться в результате процедур обработки и в результате пайки – по причине склонности ответственной за жаропрочность фазы к росту под действием напряжений. Эта закономерность не была известна в 1960-е. И мало известна сейчас, хотя подтверждается практикой.
 - 5) Малая толщина стенки, трубок охлаждения, выбранная из условий оптимизации тогда еще недостаточно качественного материала по его жаропрочности, должна была оказаться ахиллесовой пятой конструкции. Причиной оказалось также неизвестное во время создания двигателя свойство мгновенной глубокой фазовой модификации под действием ударных волн. Плотность потока излучения включавшегося двигателя Ф-1 на стенку оказалась сопоставима с масштабами воздействия лазерных импульсов. Для которых на близком материале продемонстрирована фазовая модификация материала на глубину до 100 мкм, провоцирующая серьезное ослабление его механических свойств. При тонкой стенке это обрекало трубки охлаждения на разрушение.
 - 6) Гипотеза снижения характеристик двигателя, коррелирующая с оценкой изменения поглощения излучения на стенке, - привела к оценке конечной скорости первой ступени, совпадающей с ранее нами измеренной.
 - 7) Развитие оценки на старт станции Скайлэб показало совпадение с задокументированными расхождениями в теоретической и фактической величинах баллистического коэффициента.

Мы теперь можем с достаточной долей уверенности сказать: **программа Аполлон, которая была оценена как подтверждение превосходства американского способа управления крупными научно-техническими проектами, в реальности продемонстрировала глубокую порочность этой системы.** Система оказалась категорически не способна к адекватной реакции на возникающие серьезные проблемы. И пригодна только для управления мелочными, не содержащими серьезных рисков разработками.

Литература

1. С.Г. Покровский. Попасть на Луну американцы не могли // Актуальные проблемы современной науки. 2007. № 5, с.152-166.
2. С.Г. Покровский. Уточненная оценка скорости «Сатурна-5»
3. Roger E. Bilstein. Stages to Saturn . A Technological History of the Apollo/Saturn Launch Vehicle
<http://history.nasa.gov/SP-4206/sp4206.htm>

4. Садовский В.Д. Наблюдение дислокационной структуры в сплаве ХН77ТЮР// МиТОМ. 1962, №9, с.2-5
5. Садовский В.Д. К методике выявления дислокационной структуры в жаропрочном сплаве ХН77ТЮР// ФММ.1963. Т.16. Вып. 1. С.140-144
6. Decker,R.F.: In: Die Verfestigung von Stahl.Symposium, Zürich, 5 u 6 Mai 1969. Verant.von der Climax Molybdenum Company.Greenwich/Conn. 1970.S 147/70 – Цит. по Металловедение. Сталь. Справ. изд. в 2-х т.: Пер. с нем. Т.2. Применение. В 2-х кн. Кн. 1. Под ред. С.Б.Масленкова.- М.: Металлургия,1995, - 447 с.
7. Романов Е.Н, Виноградова Н.И., Кочеткова Т.Н., Степанова Н.Н. Оценка работоспособности жаропрочных никелевых сплавов для турбинных лопаток при длительной эксплуатации // XVII Петербургские чтения по проблемам прочности. СПб, 10-12 апреля 2007 г.: сборник материалов. Ч. II. – СПб., 2007. – с. 41.
8. Покровский С.Г. Образование упрочненного слоя в стали Х20Н20 при обработке лазерными импульсами. // Технология металлов. 2000, № 9, с 8-14
9. Хмелевская В.С. и др.// Вопросы атомной науки и техники. Сер.: Физика радиационных повреждений. 1985. №2, с. 22-25
10. Теплопередача: Учебник для вузов/ В.П. Исаченко, В.А. Осипова, А.С.Сукомел – 4-е изд. перераб. И доп. – М.: Энергоиздат, 1981, - 416 с. с ил.
11. И.И.Шунейко. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики SATURN V APOLLO// Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение. М. 1973.
12. P.F.Dreher,R.P.Little,G.Wittenstein. Skylab Orbital Lifetime Prediction and Decay Analysis. // NASA Technical Memorandum 78308. NASA.-1980