

Оценка характеристик F-1, основанная на анализе теплообмена и прочности трубчатой рубашки охлаждения

Геннадий Ивченков, к.т.н.

Биографическая справка об авторе

Геннадий Ивченков окончил факультет «Энергомашиностроение» МВТУ им. Н.Э.Баумана в 1974-м году по специальности "Двигатели летательных аппаратов" (кафедра Э1 - Ракетные двигатели) (3-я специализация – РДТТ (твердотопливные двигатели), 1-я специализация – ЖРД (жидкостные ракетные двигатели)). После окончания учебы поступил в аспирантуру и работал на кафедре "Двигатели летательных аппаратов" МВТУ, область научных интересов - исследование теплообмена в соплах ракетных двигателей. В 1980-м году защитил диссертацию на соискание степени кандидата технических наук, тема диссертации - исследование процессов горения в скоростном потоке газов. Работал младшим научным сотрудником в НИИГрафит (исследование абляции углерод-углеродных материалов), затем старшим научным сотрудником в отделе НИИРП (по тематике ПРО), затем в КБЭМ – по темам, связанным с разработкой HF химических лазеров на базе фтор-водородных ракетных двигателей. Тогда же получил второе высшее образование на инженерном факультете МИРЭА по специальности "оптические системы". Преподавательская работа – доцент в химкинском филиале МАИ. С 1994 работал в Канаде в области разработки оптико-волоконных приборов. Имеет 7 патентов США (оптико-волоконные датчики и переключатели).

Введение

Вопрос о соответствии ракетных двигателей ракеты "Сатурн-5" заявленным характеристикам непосредственно связан с предположением о «лунном обмане», то есть о том, действительно ли американцы летали на Луну в 1969 – 1972 годах, или это была хорошо отрепетированная инсценировка.

Первыми этот вопрос подняли сами американцы почти сразу после полетов "Аполлонов". За последующие годы вскрылось большое количество прямых и косвенных свидетельств о том, что, как минимум часть из этих полетов была действительно инсценирована.

Представляет интерес вопрос, почему лежащие, казалось бы, на поверхности, принципиальные недостатки конструкции двигателя F-1, не были вскрыты советскими ракетчиками-двигателистами еще в 70-х годах? Опубликованные относительно недавно тексты выступлений, писем в ЦК главных конструкторов космической отрасли – Королева¹, Глушко², Челомея³ говорят о

¹ С.П. Королев и его дело. Свет и тени в истории космонавтики. — М.: Наука, 1998. — 716 с., составитель Г.С. Ветров, <http://www.epizodsspace.narod.ru/bibl/vetrov/korolev-delo/obl.html>, стр.363,449 и др.

² Избранные работы академика В.П.Глушко. Часть 1, Химки 2008, <http://epizodsspace.no-ip.org/bibl/glushko/izbran-rab-glushko/1/01.html>, см. 07.12.1964 Центральному комитету

том, что даже высшее руководство ракетной отрасли знало о “Сатурне-5”, и, тем более, о двигателе F-1, в основном, только по рекламе NASA. Американцы деталей, по крайней мере, по конструкции F-1, не давали⁴. Вообще-то, разведывательные данные по изделиям были и находились в спецотделе, но они часто были очень отрывочными и, во многом, были основаны на переведенной открытой информации. А тысячи специалистов космической отрасли вообще не имели никакой информации, кроме слухов и американской рекламы (даже ее найти было сложно). В 70-х для того, чтобы найти открытый иностранный источник, нужно было ехать в центральную библиотеку. Или идти в режимную библиотеку на предприятии. Кроме того, многие материалы нужно было заказывать, если их не было. Для этого нужно было иметь огромное желание, терпение и много времени. Только относительно недавно стали доступны очень многие материалы (правда, прошедшие через весьма тщательную американскую цензуру - это чувствуется).

Сейчас же накопилась своеобразная “критическая масса” свидетельств, включая те же фото и киноматериалы, рассказы астронавтов, якобы лунные камни, вызывающие удивление у исследователей, и несоответствий (и явных глупостей) в конструкциях “Сатурна-5”, его двигателей, корабля “Аполлон” и посадочного модуля. В частности, кто догадался спроектировать служебный модуль “Аполлона” из секторов (как дольки апельсина) и сделать в служебном отсеке большой (50 градусов по окружности) продольный резервный отсек, который для баланса центра тяжести должен быть загружен балластом(?!?!)⁵? Кто догадался поставить туда избыточный по размерам и весу двигатель AJ-10-137 тягой 11 тонн, когда сами американцы

КПСС, 05.04.1965 Секретарю ЦК КПСС тов. Устинову Д.Ф., <http://epizodsspace.no-ip.org/bibl/glushko/izbran-rab-glushko/1/04.html>

³ Избранные работы академика В.П.Глушко. Часть 1, Химки 2008, см. 12.12.1966
Центральный комитет КПСС маршалу Брежневу Л.И., <http://epizodsspace.no-ip.org/bibl/glushko/izbran-rab-glushko/1/04.html>

⁴ И.И.Шунейко. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики Saturn V Apollo, М.,1973, <http://www.testpilot.ru/espacе/bibl/raketostr3/1-1.html>, см. раздел “ЖРД F-1 фирмы North American Rockwell, Rocketdyne”

⁵ https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_Command/Service_Module, см. раздел Service Module (SM) Construction

пишут⁶, что он был в два раза больше, чем необходимо, в то время как более подходящий двигатель был (AJ-10, тягой 5 тонн) и весил на 200 кг меньше? Ракетные двигатели с их проблемами - это только часть вопроса.

Тем не менее, анализ доступных данных о «Сатурн-5» и ее двигателях показал, что, с большой вероятностью, можно утверждать, что их заявленные характеристики были существенно завышены и не соответствовали реальным. В частности «трубчато – струйная» камера сгорания (далее КС) принципиально не могла обеспечить заявленное давление и тягу двигателей F-1. Это подробно показано в работе А.Велюрова⁷.

Кроме того, согласно приведённым в американских «рекламках» данным о ракете «Сатурн-5», ее первая ступень является лучшей первой ступенью «для всех времен и народов». У нее 5 самых надежных и мощных в мире двигателей F-1 и, кроме того, ее весовое совершенство (отношение веса заправленной ступени к весу пустой ступени) – самое лучшее и непревзойденное до сих пор! Оно (опять же, согласно американским «рекламкам») составляет аж 17,5! В то время, как эта величина у 1-й ступени Н-1 была равна 14,4, у Протона - 15, у 2-й ступени Союза - 15,2, у Атласа II – 16, у Шаттла (если прибавить к весу бака вес двигателей и двигательного отсека) – 17 (для самой последней модификации).

Данная статья фактически является дополнением к работам А.И.Попова⁸ и А.Велюрова⁹ и посвящена оценке работоспособности двигателя F-1, который, по мнению американских патриотических сайтов¹⁰, является «гордостью американского ракетостроения», «самым мощным в мире», «самым надежным» и т.п.

⁶ https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_Command/Service_Module, см. Service Propulsion System

⁷ <http://www.free-inform.com/pepelaz/pepelaz-13.htm>

⁸ <http://www.manonmoon.ru>

⁹ <http://www.free-inform.com/pepelaz/pepelaz-13.htm>, <http://www.free-inform.com/pepelaz/pepelaz-13-2.htm>, <http://www.free-inform.com/pepelaz/pepelaz-14.htm>

¹⁰ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>, <http://www.astronautix.com/engines/h1.htm>, https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

По поводу цитируемых материалов. Все технические материалы в Северной Америке (в том числе технические пособия, руководства, инструкции и т.д.) пишутся так называемыми техническими писателями (Technical Writers), которые литературно и доступно для публики обрабатывают предоставленные им материалы. Это такая специальность, нечто вроде журналиста по техническим вопросам. Они спокойно могут исказить исходный материал (далее в статье отмечается несколько противоречий в материалах по F-1). Так что к цифрам и техническим подробностям, приведённым в таких материалах, нужно относиться с осторожностью.

Оценка возможностей охлаждения и прочности трубчатой рубашки охлаждения двигателя F-1

Оценка основана на сравнении двигателей H-1 и F-1, так как H-1, многократно испытанный и вполне работоспособный двигатель («рабочая лошадь» американской космической программы) является непосредственным предшественником F-1, декларировавшим с ним преемственность в ряде технических решений.

Двигатель H-1

Компоненты: кислород – керосин.

H-1 является непосредственным предшественником F-1¹¹. Технология H-1 была использована при разработке F-1. Оба двигателя производились фирмой Рокетдайн (Rocketdyne). H-1: диаметр среза сопла - 3.6' (1.08 м), диаметр КС - 1.6' (0.48 м), полная длина двигателя - 8.8' (2.68 м), степень расширения 8/1 (отношение площади среза сопла к площади критического сечения), диаметр критического сечения 1.27' (38 см). Данные по размерам несколько отличаются в разных источниках. Полная длина H-1 - 218 см, диаметр критического сечения 33,6 см¹². Коэффициент сопла 1,741 в вакууме и 1,54 на земле¹³. Камера и сопло состоят из одной оболочки, сформированной из 320 8-и

¹¹ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>, <http://www.astronautix.com/engines/h1.htm>, http://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_H-1

¹² <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>

¹³ <http://www.astronautix.com/engines/h1.htm>

миллиметровых трубок, толщина стенки трубки 0.01” (0.254 мм)¹⁴. Давление в КС 700 psi (49 Кг/см²).

Давление на выходе насоса керосина 1020 psi (1 Кг/см² = 14,2 psi) или 71,8 Кг/см²¹⁵.



Рис.1¹⁶. Трубки охлаждения Н-1.

Двигатель F-1

Компоненты: кислород – керосин.

Размеры¹⁷: общая длина - 19’ (5.8 м), диаметр сопла на срезе – 12,3’ (3,7 м), диаметр критического сечения 72 см. Давление в КС 1000 psi (70 Кг/см²), давление на выходе насоса керосина 1856 psi (131 Кг/см²)¹⁸, или 2000 psi (140 Кг/см²)¹⁹.

КС и охлаждаемая часть сопла состоит из набора 2x89 трубок, где 89 трубок подают керосин вниз и 89 возвращают его вверх, температура входного газа в турбину 816°С²⁰ (или 796°С²¹),

¹⁴ <http://www.astronautix.com/engines/h1.htm>

¹⁵ <http://www.scribd.com/doc/7244552/Turbopump-Systems-for-Liquid-Rocket-Engines>

¹⁶ <http://heroicrelics.org/cosmosphere/engines-h-1-cut-away/index.html>,

<http://heroicrelics.org/cosmosphere/engines-h-1-cut-away/dsc45328.jpg.html>

¹⁷ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>,

https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

¹⁸ <http://www.scribd.com/doc/7244552/Turbopump-Systems-for-Liquid-Rocket-Engines>

¹⁹ <http://www.rocketshoppe.com/forums/attachment.php?attachmentid=8681>

²⁰ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>

²¹ http://history.msfc.nasa.gov/saturn_apollo/documents/F-1_Engine.pdf

выходного - 650°C ²². Температура на выходе из соплового насадка 1470°K ²³. Температура в камере 3200°C (3500°K). Завесного охлаждения нет (это будет объяснено далее). 70% керосина подается в трубки на охлаждение, а 30% идет напрямую к форсункам в КС²⁴. Форсунки – струйные.

Ракетный двигатель F-1 фактически являлся масштабированной версией H-1 (H-1 «на стероидах»), тем более, что оба они произведены одной и той же компанией Rocketdyne.



Рис.2²⁵. F-1 на дне морском.

²² http://history.msfc.nasa.gov/saturn_apollo/documents/F-1_Engine.pdf

²³ Genick Bar-Meir, “Gas Dynamics Tables”, Version 1.3, 2007

²⁴ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>, https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

²⁵ <http://www.collectspace.com/news/news-032513b.html>

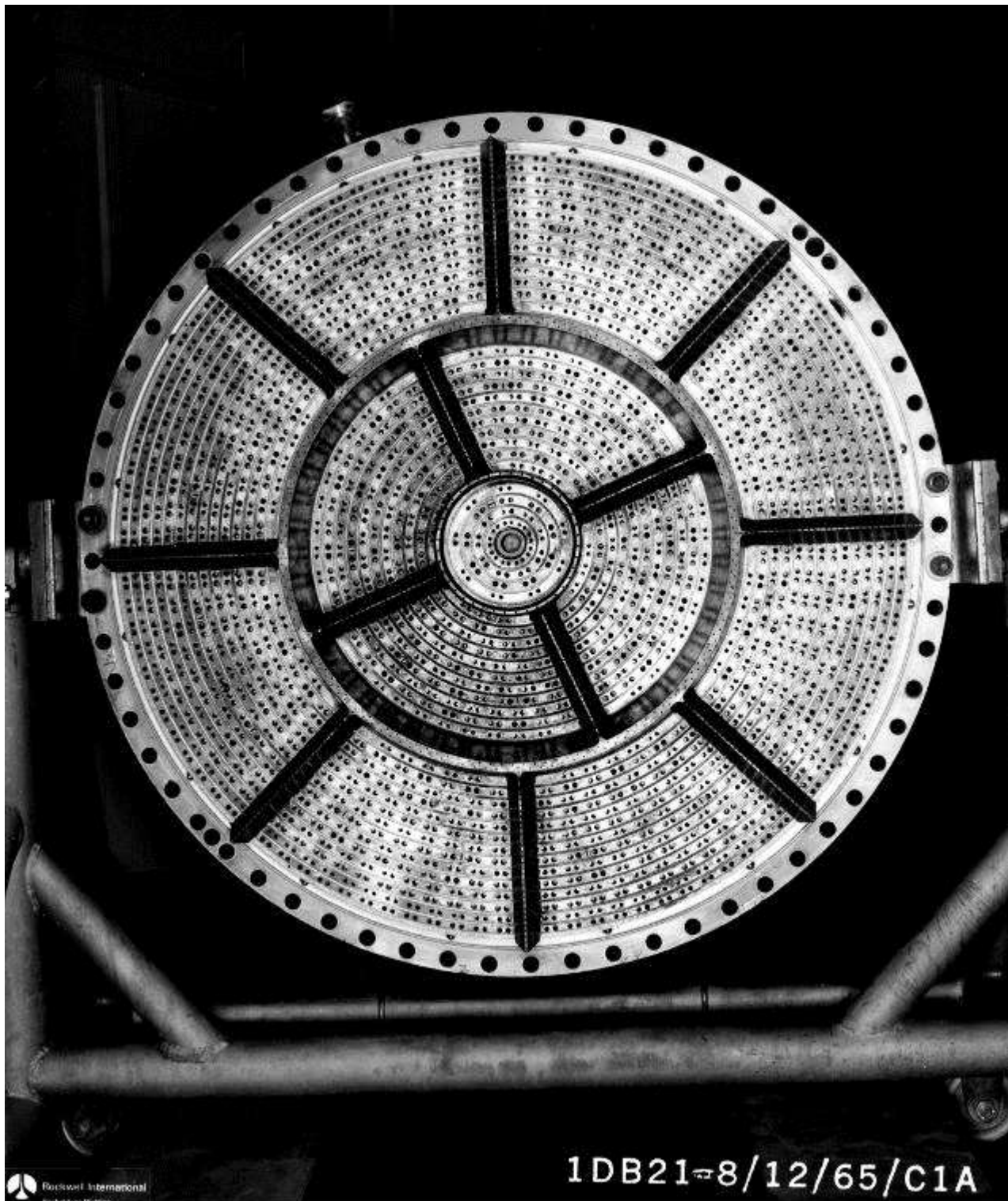
<http://boingboing.net/2013/03/20/apollo-f-1-engines-recovered-f.html>

<http://www.seattlepi.com/business/boeing/article/Jeff-Bezos-recovers-Apollo-rocket-engines-4370518.php>



Рис.3²⁶. F-1 со дна морского.

²⁶ <http://www.collectspace.com/news/news-032513b.html>
<http://boingboing.net/2013/03/20/apollo-f-1-engines-recovered-f.html>
<http://www.seattlepi.com/business/boeing/article/Jeff-Bezos-recovers-Apollo-rocket-engines-4370518.php>



F-1 Engine / Injector - 1965

Рис.3²⁷. Струйные форсунки расположены парами кислород – керосин. Завесных форсунок керосина нет.

²⁷ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-injector.html>



Рис.4²⁸. Фото F-1 после испытания. Форсуночная головка – плоская. Струйные форсунки расположены парами кислород – керосин. Завесных форсунок керосина нет. Трубки покрыты зелеными пятнами окиси меди, испарившейся с поверхности форсуночной головки. На нижнем фото приведен увеличенный фрагмент (нижняя левая часть).

²⁸ <http://cdn.arstechnica.net/wp-content/uploads/2013/03/eande-plate-huge.jpg>



Рис.5.²⁹ Форсуночная головка F-1 со дна моря.

Камера сгорания – скоростная, диаметром 1 метр, состоящая из тонкостенных трубок из никелевого сплава Inconel X-750 (вместо нержавеющей стали 347 stainless steel у Н-1), выбранного, согласно американским источникам³⁰, из-за наилучшего отношения прочности к весу, что позволило (опять же согласно американским источникам^{31 32}) сделать трубки тоньше и решить проблему охлаждения (см. цитату далее).

“Inconel X-750 tubing was chosen for the F-1's thrust chamber because it provided the required high strength-to-weight ratios needed to withstand the engine's thrust requirements, which were nearly ten times greater than any previous rocket engine. The high-strength property of this alloy permitted design of thinner wall section tubes, resulting in minimum weight. The thinner tubes also design provided

²⁹ <http://www.seattlepi.com/business/boeing/article/Jeff-Bezos-recovers-Apollo-rocket-engines-4370518.php>

³⁰ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>, https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

³¹ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>, https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

³² <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

adequate thrust chamber cooling with only approximately two-thirds of the total available fuel flow passing through the tubes”³³.

«Inconel X-750 был выбран для трубок КС двигателя F-1 для того, чтобы выдержать требуемое соотношение прочности к весу, которое нужно для обеспечения требований по тяге двигателя, которые почти в 10 раз больше, чем у предыдущих двигателей. Высокопрочностные свойства этого сплава позволили сделать стенки трубок тоньше, что уменьшило вес. Трубки с более тонкими стенками также обеспечивали соответствующее охлаждение КС только двумя третями общего расхода горючего, текущими через трубки»

Соотношение прочности к весу является важным в авиации и ракетной технике, но применительно к корпусам изделий. В случае же ЖРД (огневой стенки КС ракетных и авиационных двигателей) наиболее важным является соотношение теплопроводности и прочности, так как теплопроводность материала трубок напрямую связана с их толщиной, а толщина определяет их прочность и, соответственно, допустимое давление в КС. Вес же двигателей 1-й ступени играет второстепенную роль.

Характеристики материалов трубок рубашек охлаждения обоих двигателей приведены ниже:

Материал трубок Н-1

Жаропрочная нержавеющая сталь 347 stainless steel³⁴. Ее состав: железо 68%, хром 18%, никель 11%, остальное - легирующие добавки.

$T_{max} = 800-900^{\circ}C$, yield strength $\sigma=2480$ КГ/см² при комнатной температуре, $\sigma=1725$ КГ/см² при $T=650^{\circ}C$ и $\sigma=1605$ КГ/см² при $T=740^{\circ}C$ (1350°F), теплопроводность $\lambda = 22.5$ Вт/м^{°K} (теплопроводность возрастает с температурой).

Yield strength («предел упругости»)³⁵ – предел прочности на растяжение, при котором начинаются пластические деформации,

³³ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

³⁴ <http://www.aerodynealloys.com/products/stainless/specs/ams-5646.php>,
<http://old.upmet.com/media/321-347.pdf>,
<http://www.rolledalloys.ca/alloys/stainless-steels/347/en/>

не превышающие 0,2%, не путать с tensile strength («предел прочности» или «временное сопротивление разрушению») – максимальным пределом прочности на растяжение. Не упрочняется при термической обработке.

Материал трубок F-1

Жаропрочный никелевый сплав Inconel X-750³⁶. Его состав: 70% никеля, 14–19% хрома, немного железа (5-9%), остальное – легирующие добавки.

Так как трубчатая рубашка охлаждения КС выполнена из этого материала, то необходимо подробно остановиться на его характеристиках и области применения.

Inconel – это фирменное название материала (торговая марка). Он также известен как Nicrofer 7016 TiNb(tm), Pyromet Alloy X-750(tm), Udimet X750(tm), HAYNES(r) X-750 alloy, Nickelvac X-750(tm), HAYNES(r) X-750 alloy(tm), Pyromet X-750(tm). Стандарты для труб, выполненных из этого материала - AMS 5582, AMS 5583. Применяется в основном в турбинах и элементах ядерных электростанций (трубки горячей воды). В современных ракетных двигателях не применяется. За все время единственным его применением в данной области была рубашка охлаждения F-1 (трубки рубашек охлаждения H-1 и J-2 были выполнены из нержавеющей стали). В настоящее время он заменен на Inconel 718, который, в частности, является материалом силовой стенки рубашки охлаждения двигателя SSME (КС и верхняя часть сопла выполнены по двухоболочной «советской технологии», где огневая стенка выполнена из медно-серебряного сплава)³⁷.

В отличие от нержавеющей стали stainless steel 347, Inconel X-750 может быть подвергнут термической обработке (закалке), которая может увеличить его прочность примерно вдвое (зависит от режима закалки).

Его характеристики³⁸:

³⁵ http://www.free-inform.com/phpBB3/go.php?https://docs.google.com/file/d/0B_0eLWFarOl6TTVobExnV3lS_ZGc/edit?pli=1

³⁶ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

³⁷ http://en.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle_Main_Engine

³⁸ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

Максимальная рабочая температура $T_{\max}=730^{\circ}\text{C}$, yield strength после термической обработки при постоянной температуре 1300°F в течении 20 часов, составляет $\sigma=8,600$ Кг/см² при комнатной температуре и $\sigma=5400$ Кг/см² при $T=730^{\circ}\text{C}$, теплопроводность $\lambda=21,7$ Вт/м^{°К} при 730°C и 22.4 Вт/м^{°К} при $T=760^{\circ}\text{C}$ (таблица 3, стр.2³⁹). Теплопроводность материала возрастает с температурой.

В то же время, для отожженного материала (табл. 17, стр.12⁴⁰) yield strength составляет порядка 3270 Кг/см² при комнатной температуре и 2460 Кг/см² при 900°F . Далее, при температуре $1200\text{--}1300^{\circ}\text{F}$ он несколько возрастает до $3800\text{--}4000$ Кг/см², а затем падает до 2250 Кг/см² при 1500°F и далее до 1940 Кг/см² при $T=1600^{\circ}\text{F}$. Повышение yield strength при $1200\text{--}1300^{\circ}\text{F}$ объясняется началом кристаллизации при эксплуатации сплава на данных температурах. Это не происходит при кратковременном воздействии таких температур (при кратковременном нагреве, например, в течение 168 сек работы F-1), так как процесс полной реструктуризации сплава идет медленно и занимает часы.

У термически обработанного материала отмечена склонность к образованию межкристаллических трещин при резком повышении температуры и в процессе эксплуатации⁴¹. Проблемы со сплавами, подобными Inconel X-750 были подробно и высокопрофессионально описаны С.Покровским⁴². У отожженного материала при тепловой и силовой нагрузке отмечено изменение структуры материала, особенно при тепловом стрессе. Подробно изменение структуры Inconel X-750 при воздействии температуры описано в разделе Metallography литературы⁴³.

После правильной термической обработки при температуре порядка 1300°F материал твердеет, становится как пружина (из

³⁹ http://www.pccforgedproducts.com/web/user_content/files/wyman/Inconel%20alloy%20X-750.pdf

⁴⁰ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

⁴¹ <http://www.science.gov/topicpages/i/inconel+x750.html>

⁴² С.Покровский “Почему полеты на Луну не состоялись”
www.manonmoon.ru/addon/22/inkonel.doc

⁴³ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

него делают высокотемпературные пружины)⁴⁴ и практически не подлежит механической обработке и, соответственно, не может быть пластически деформирован. Таким образом, все работы с трубками, такие, как tapering (изменение диаметра трубок), bending (изгиб по профилю КС и сопла) необходимо проводить до термической обработки. Более того, даже без закалки, Inconel X-750 очень тяжело поддается механической обработке, в частности, изменению диаметра (tapering):

«Because Inconel X-750 was a high-nickel alloy, it possessed a low ductility. This material, coupled with the tubes' large diameter, thin walls, high internal operating pressure, and rounded tube crowns made tapering much more difficult, necessitating the bifurcated design. This arrangement also proved to be lighter than using a single tube to the 10:1 expansion ratio plane»⁴⁵

В результате, из инконелевых трубок можно выложить сопло только с расширением 1/3 - (или 1/1,73 по диаметру КРИТИЧЕСКОГО СЕЧЕНИЯ – не путать с диаметром КС) без раздвоения трубок (степень расширения – это отношение площади критического сечения к площади сопла в данном сечении). В то же время, сопло из трубок, выполненных из более пластичной стали stainless steel 347 может иметь расширение 1/8 без раздвоения трубок (как у двигателя Н-1). Опять же, практически невозможно после закалки сформировать сопло, так как трубки «ведет» и они становятся как пружины.

Согласно⁴⁶ трубки спаивались в два цикла специальным припоем в течении 18 часов за каждый цикл при максимальной температуре 2050°F (1100°C). Таким образом, одновременно с пайкой сплав подвергался некоторому термическому воздействию, похожему на отжиг (annealing, график на рис.33, стр.21⁴⁷). При этом приведённая в источнике циклограмма температуры при пайке полностью посвящена процессу пайки, без какого-либо анализа изменения структуры материала⁴⁸. Это, естественно, не закалка, а отжиг, что не имеет никакого

⁴⁴ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

⁴⁵ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

⁴⁶ http://agentdc.uah.edu/homepages/dcfiles/UHDC/Furnbrazf1thrucham_082007094528.pdf

⁴⁷ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

⁴⁸ http://agentdc.uah.edu/homepages/dcfiles/UHDC/Furnbrazf1thrucham_082007094528.pdf

отношения к стандартной термической обработке Inconel X-750, описанной в литературе⁴⁹, где трубки из Inconel X-750 должны выдерживаться при постоянной температуре 1300°F в течение 20 часов. В литературе⁵⁰ отмечено, что пайка должна быть проведена при температуре больше 1700°F, чтобы избежать участка с температурой 1200–1300°F, при которой у материала плохая пластичность. Таким образом, такая «термическая обработка» трубок не приводила к упрочнению материала и его прочность - yield strength была порядка $\sigma=2400$ Кг/см² при температурах 900–1300°F⁵¹, что примерно в полтора раза выше, чем у stainless steel 347. То, что материал трубок подвергался отжигу, а не термической закалке, полностью подтверждается снимками F-1 “со дна моря” (рис. 2 и 3), на которых видно, что трубки погнуты (то есть материал – пластичный.) Если бы они были подвергнуты термической закалке, то они не гнулись бы, а ломались (попробуйте погнуть пружину).

Кроме того, особенности Inconel X-750 могут вызвать проблемы при кратковременном нагреве под давлением (в частности, при работе F-1.) При этом на огневой поверхности трубки начинается кристаллизация с некоторым упрочнением и, главное, повышением твердости и, соответственно, хрупкости, в то время как внутренние слои огневой стенки и другая стенка этому не подвержены. Давление в трубках повышается и идет пластическая деформация, на хрупкой поверхности могут появиться трещины. Особенности Inconel X-750 хорошо описаны в литературе⁵², правда, применительно к процессу пайки трубок. Получается, что Inconel X-750 - материал проблемный, в частности, из-за возможности неконтролируемой реструктуризации во время эксплуатации. У нержавеющей стали таких проблем нет. Поэтому неудивительно, что этот материал

⁴⁹ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>, стр.16

⁵⁰

http://agentdc.uah.edu/homepages/dcfles/UAHDC/Furnbrazf1thruham_082007094528.pdf, стр.10

⁵¹ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>, табл.17

⁵²

http://agentdc.uah.edu/homepages/dcfles/UAHDC/Furnbrazf1thruham_082007094528.pdf, стр.5-7

никогда больше не использовался в конструкциях ракетных двигателей.

Кроме того, при отработке двигателя Н-1 возникли дополнительные проблемы, связанные с взаимодействием никелевых сплавов с керосином RP-1: *“Not only [102] was this condition a hazardous condition and a hindrance to engine performance, but investigators also suspected that problems of combustion instability could be traced to fuel spraying embrittlement of the nickel-alloy tubes, a shortcoming that did not appear in the 734 000-newton (165 000-pound) engine because it operated at lower temperatures. In the hotter operating regimes of the 836 000-newton (188 000-pound) thrust engine, researchers discovered that sulphur in the kerosene-based RP-1 fuel precipitated out to combine with the nickel alloy of the thrust chamber tubes. The result: sulphur embrittlement and failure. The "fix" for this deficiency in the new uprated engine involved changing the tubular thrust chamber walls from nickel alloy to stainless steel (347 alloy), which did not react with sulphur”*.⁵³

Получается, что в ранних Н-1 стояли трубки из никелевого сплава (Inconel X750 является никелевым сплавом). При повышении давления с 40 до 49 атм. и, соответственно, температуры стенки, эти трубки становились хрупкими, в частности за счет реакции серы из керосина RP-1 с никелем, и результатом было разрушение стенок трубок и двигателя. **Для устранения этого никелевые трубки в Н-1 были заменены на трубки из нержавеющей стали 347!** Возникает вопрос, а как же с трубками из никелевого сплава в F-1? Ведь керосин RP-1 – тот же, сплав Inconel X750 – с большим содержанием никеля (70%) , а температура и давление у F-1 выше, чем у Н-1 (отношение кислород/керосин увеличенное с 2,23 у Н-1 до 2,27 у F-1).

Этот фактор, вместе с неконтролируемой кристаллизацией жаропрочных никелевых сплавов типа Inconel, ставит вопрос о возможности применения никелевых сплавов для огневых стенок КС, работающих на керосине. Вывод здесь однозначный – никелевые сплавы не могут (и не могли) быть материалом трубок охлаждения при заявленных для F-1 характеристиках. В этом

⁵³ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>, стр. 100 - 102

случае необходимо было либо снизить давление в КС до примерно 40 атм, либо использовать трубки из стали 347, что также приводит к необходимости снижения давления в КС до 40 – 45 атм из-за меньшей прочности данного материала и тяга, соответственно была не 680 тонн, а порядка 450 – 500 тонн.

Тогда может быть трубки F-1 и были сделаны из стали 347? На такую возможность указывал и А. Велюров в своей статье.⁵⁴

Ракетный двигатель F-1 (продолжение)

Заявленное давление в камере F-1 – 1000 psi (70 Кг/см²). Схема открытая. Заявленный удельный импульс – 263 сек в атмосфере, что немного больше, чем у H-1 (255 сек).

Газогенератор работает на восстановительном газе (у которого избыток горючего) с температурой 816°C (1090°K) с выхлопом температурой 650°C (923°K), производящим большое количество твердой сажи. Выхлоп турбины (согласно американским источникам по F-1⁵⁵) далее используется для охлаждения соплового насадка, идущего от охлаждаемой части сопла со степенью расширения 1/10 до 1/16 (T = 1610–1470°K). Это видно на фотографиях работающего двигателя по большому количеству копоти на выходе из сопла.

*“The thrust chamber's tubes were constructed of Inconel X-750, a high-temperature, heat-treatable, nickel base alloy. 178 primary tubes, hydraulically formed from 1-3/32 inch outside diameter Inconel-X tubing, made up the chamber body above the 3:1 expansion ratio plane (approximately 30 inches below the throat centerline plane)”.*⁵⁶

«Стенки камеры сгорания F-1 (рубашка охлаждения) сделаны из Inconel X-750 – высокотемпературного термообрабатываемого никелевого сплава. 178 первичных трубок, гидравлически сформированных из 28-и миллиметровых (1-3/32”) инконелевых трубок, формируют камеру (КС и сопло) выше степени расширения 1/3 (примерно 30 дюймов ниже критического сечения)».

Кроме того, чтобы сформировать периметр КС и сопла, трубки должны иметь переменный диаметр. Величину диаметра,

⁵⁴ <http://free-inform.com/pepelaz/pepelaz-13.htm>

⁵⁵ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>, https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

⁵⁶ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

так же, как и толщину стенок не удалось найти ни в одном источнике и автору пришлось для нахождения диаметра трубок в данном сечении использовать геометрические расчеты (трубки должны вписываться в периметр сечения).

Стенки трубок рубашки охлаждения имеют толщину в доли миллиметра, например, толщина стенок трубок у Н-1 составляет 0,25 мм. В литературе⁵⁷ указана толщина трубок F-1 в 0.457 мм, достоверность чего вызывает большие сомнения, так как такая толщина стенок совершенно не проходит по требованиям к охлаждению (это будет показано далее). Трубки на 90 см ниже критического сечения разводятся на две вторичные трубки диаметром 25мм. Керосин (70% от общего потока) поступает по половине трубок сверху от головки КС, доходит до конца охлаждаемой части сопла и возвращается по второй половине трубок назад к головке КС, после чего поступает к форсункам (рис.6). 30% общего потока керосина через bypass orifice plug (калиброванное отверстие) подается непосредственно к форсункам, обеспечивая эти 30% расхода при перепаде давления между выходом насоса и входом в форсунки⁵⁸.

⁵⁷ http://www.free-inform.com/phpBB3/go.php?https://docs.google.com/file/d/0B_0eLWFarOl6TTVobExnV3lSZGc/edit?pli=1

⁵⁸ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

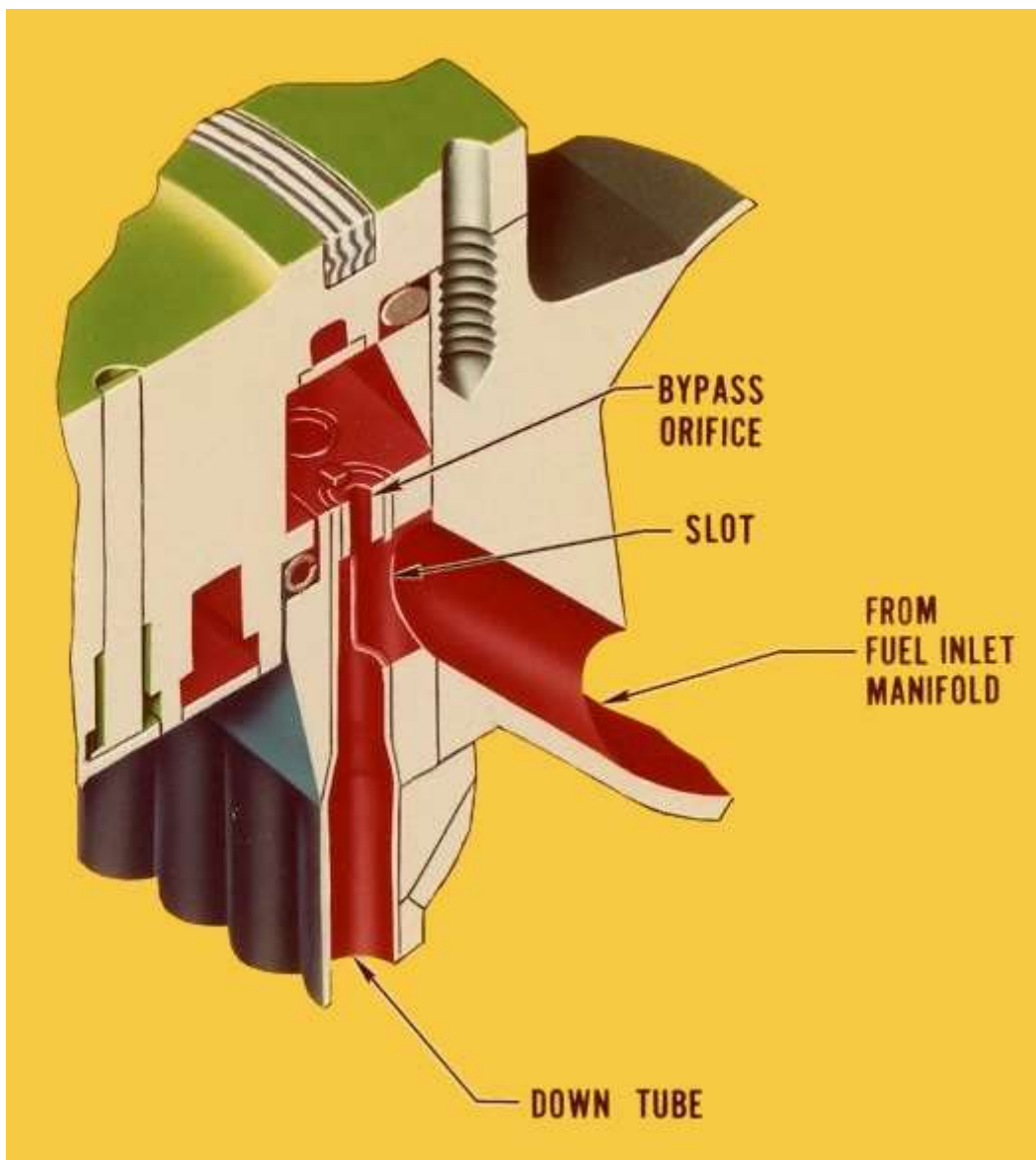


Рис. 6⁵⁹. Развод керосина в F-1 «по-американски»

⁵⁹ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

Cutaway of Fuel Flow

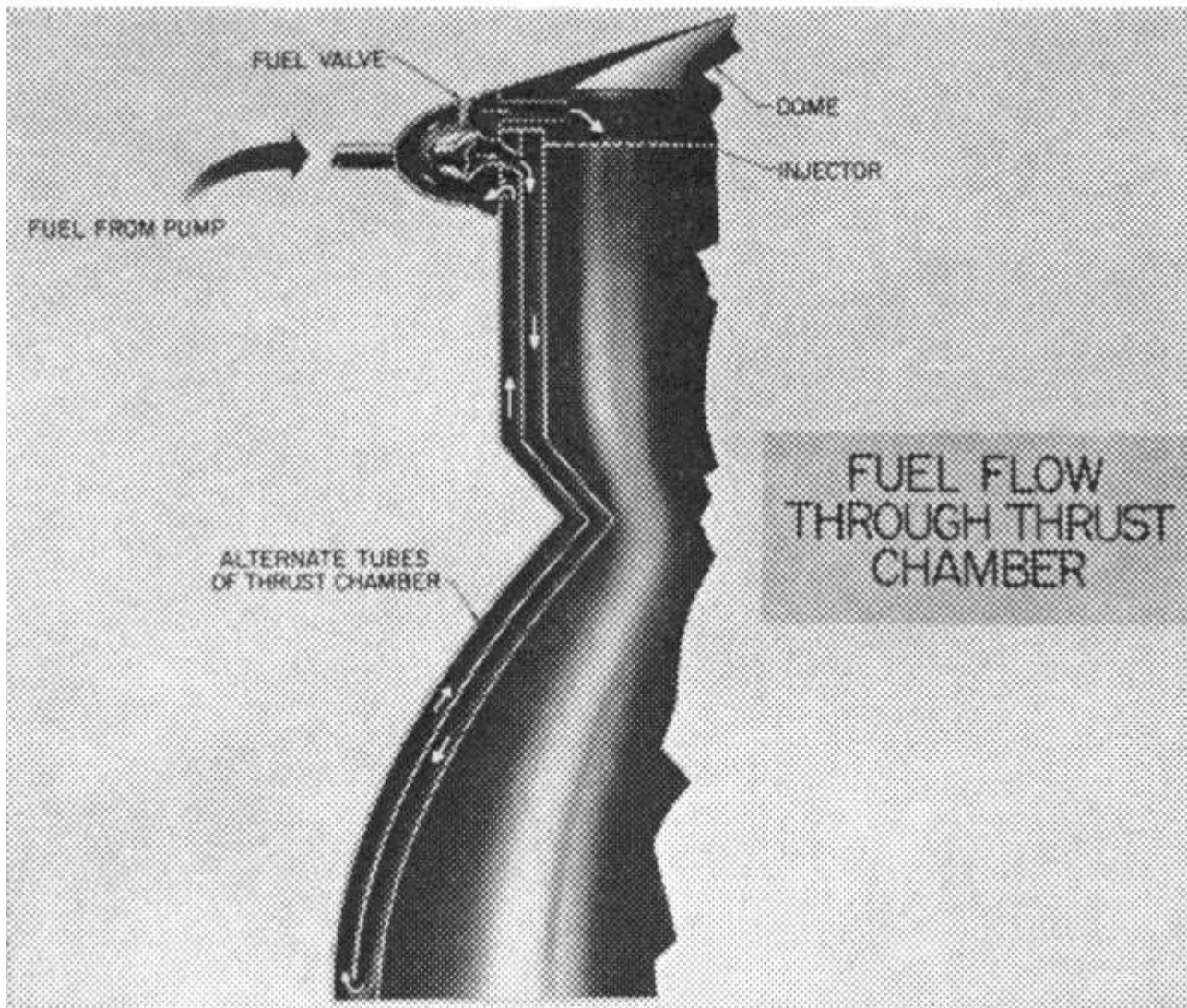


Рис.7⁶⁰. Схема рубашки охлаждения F-1

При этом температура керосина повышается вниз по потоку по мере его протекания и холодный керосин в трубках, подающих керосин вниз, нагретый камерой сгорания и соплом дополнительно подогревается через стенки трубок уже горячим керосином, возвращающимся к головке КС.

В двигателе Н-1, рубашка охлаждения также состоит из слоя трубок – четные трубки подают керосин вниз, там он собирается коллектором и поступает вверх по нечетным трубкам обратно в КС. Опять же, F-1 – это Н-1 «на стероидах». Такая двухпроходная

⁶⁰ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

схема повышает гидросопротивление рубашки охлаждения вдвое по сравнению с однопроходной, когда топливо подается вниз по толстому трубопроводу, а возвращается вверх по рубашке охлаждения⁶¹.

Здесь также возникает вопрос, а не содержит ли рубашка охлаждения двойной слой трубок по 89 трубок 28 мм в диаметре в охлаждающем слое и столько же трубок в возвращающем слое, как показано на схеме, приведенной на рис.3. Тогда диаметр трубок (опять же, они имеют переменный диаметр чтобы уложиться в периметр сечения КС и сопла) будет (2 слоя по 89 трубок):

- 35 мм в КС,
- 25 мм в критическом сечении,
- 43 мм в сечении сопла с расширением 1/3.

Если трубки уложены в один слой (178 трубок), то их диаметр будет:

- 18 мм в КС,
- 13 мм в критическом сечении,
- 22 мм в сечении сопла с расширением 1/3.

И, опять же, ни в одном из перечисленных вариантов нет трубок с диаметром 28 мм и полностью отсутствует информация о диаметре трубок в разных сечениях и толщине стенки трубок. Но в источнике⁶² указан диаметр вторичных трубок (после раздвоения), равный 1” (25 мм), что явно не укладывается в периметр сопла с расширением 1/3. Это лишнее раз говорит о неточностях и противоречиях в данных, приведенных в разных источниках.

Таким образом, в случае одинарного слоя, количество трубок после раздвоения (сопло от степени расширения 1/3 до 1/10) должно быть равным 356.

Теперь взглянем на фото сопла F-1 на дне моря (рис.2), сделанное экспедицией Джефа Безоса. На фото можно насчитать

⁶¹ <http://kocmocc.ru/first.php>, Oscar Biblarz, George P. Sutton (consultant), “Rocket Propulsion Elements”, Seventh Edition, A Willey Interscience Publication, NY, 2001

⁶² http://agentdc.uah.edu/homepages/dcfiler/USSRC/F1EngiFamiTraiManu%20Section%201_07_2308152849.pdf

178 трубок расположенных ниже сечения 1/3 (просматривается до сечения 1/8, далее трубки смяты и погнуты). И сколько же трубок на самом деле и каков их реальный диаметр?

В то же время на снимках NASA (Rocketdyne) четко можно насчитать 178 трубок, уложенных в один слой и раздваивающихся на 356 ниже сечения 1/3⁶³.

При дальнейшем анализе предполагалось, что трубки были уложены в один слой и выполнены из Inconel X-750.

Далее, возвращаясь к конструкции F-1, согласно источнику⁶⁴ и прочим материалам о F-1, керосин на выходе из насоса подается к форсункам (30%) через калиброванное отверстие и на вход трубок (70%). Если же подавать керосин одновременно в трубки и к форсункам, то давление на входе и выходе трубок будет одинаковым и по трубкам ничего не потечёт. В этом случае (30% напрямую и 70% в трубки) нужно выравнять давление в форсуночной головке – то есть дросселировать поток керосина, идущий напрямую к форсункам (в источнике⁶⁵ указано нечто подобное - bypass orifice plug – калиброванное отверстие). Но это прямые потери мощности насоса керосина и турбины. Не проще ли было пустить весь поток по трубкам? Но при этом должно возрасти в полтора раза давление на выходе насоса керосина (при таком же гидросопротивлении трубок), чего трубки рубашки охлаждения явно не выдержат.

Так или иначе, но американцы заявили, что проблему охлаждения F-1 они успешно решили.

Возможности охлаждения и прочность трубок в F-1

Особенности конструкции камеры сгорания ракетных двигателей

Конструкция камер сгорания американских до-сатурновских и сатурновских двигателей H-1, F-1, J-2, RL-10 основана на использовании большого количества (от 178 до 320) спаянных между собой тонкостенных трубок из нержавеющей стали или

⁶³ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

⁶⁴ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

⁶⁵ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

никелевого сплава в качестве рубашки охлаждения и применении струйных форсунок в форсуночной головке.

Это является чисто американским изобретением, которое применялось только в США и больше никогда и нигде не использовалось. Современные ракетные двигатели, **ВСЕ БЕЗ ИСКЛЮЧЕНИЯ**, включая и пост-сатурновские американские, используют «советскую технологию»⁶⁶. «Трубчатые» американские двигатели либо лежат на свалке, либо стоят в музеях, либо «долетывают» в старых ракетах (модификация двигателя Н-1), таких как Дельта-2 или в японской Н-1.

Двигатели же, сделанные на основе «советской технологии» используют рубашку охлаждения из двух спаянных оболочек, из которых внутренняя (огневая стенка) выполнена из бронзового сплава, а внешняя (силовая) – из высокопрочного материала. Например, у двигателя “Вулкан” (Vulcain) ракеты Ариан-5 (Arian-5), огневая стенка – из бронзы, а силовая - из никелевого сплава. То же самое у двигателя шаттла SSME, где огневая стенка выполнена из сплава меди и серебра, а силовая – из никелевого сплава Inconel 718.

“The main injector and dome assembly is welded to the hot-gas manifold, and the MCC is also bolted to the hot-gas manifold.^[3] The MCC comprises a structural shell made of [Inconel 718](#) which is lined with a [copper-silver-zirconium alloy](#) called NARloy-Z, developed specifically for the RS-25 in the 1970s. Around 390 channels are machined into the liner wall to carry liquid hydrogen through the liner to provide MCC cooling, as the temperature in the combustion chamber reaches 3,315 °C (5,999 °F) during flight – higher than the boiling point of iron.....The inner part of the flow is at much lower pressure, around 2 psi (14 kPa) or less.^[9] The inner surface of each

⁶⁶ http://en.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle_Main_Engine

<http://en.wikipedia.org/wiki/RS-68>

<http://en.wikipedia.org/wiki/J-2X>

http://en.wikipedia.org/wiki/Merlin_%28rocket_engine_family%29

<http://kocmocc.ru/firststr.php>

http://vivovoco.rsl.ru/VV/JOURNAL/VRAN/2004/04_06/ROCKET.HTM

nozzle is cooled by liquid hydrogen flowing through [brazed](#) stainless steel tube wall coolant passages.”⁶⁷

У некоторых двигателей, таких, как SSME и LE-7, КС, критическое сечение и верхняя часть сопла выполнены по «советской» двухоболочной технологии, а самая нижняя часть сопла – сопловой насадок, где низкая температура и давление, выполнены из трубок из нержавеющей стали, потому что, как уже отмечалось, такая конструкция несколько легче по сравнению с оболочной.

Японцы при разработке водородных двигателей LE-5 и LE-7 вначале пытались использовать трубчатую технологию (ранее они купили лицензию на производство двигателей H-1 для их ракеты H-1), но, поняв ее бесперспективность, перешли на двухоболочную:

*“In the LE-5B engine the design was revised from a brazed-tube combustion chamber to an electroformed combustion chamber with copper-alloy cooling groves.... The brazed tube combustion chamber was abolished, and simplification of the nozzle structure reduced the engine cost.”*⁶⁸

Любопытное описание и обоснование «американской технологии» приведено в источнике⁶⁹:

“Many early liquid-propellant engines featured a conical nozzle. Engineering improvements in thrust chambers were aimed at more efficient shapes for increased performance and decrease in weight. Designers sought higher performance through higher area-ratio shapes with higher chamber pressures to minimize the size and weight of the thrust chamber. In the drive to produce large, high-pressure engines, a major hurdle was a satisfactory means to cool the thrust chamber. An early solution used double-wall construction; cold fuel passed through this space en route to the combustion chamber, thereby reducing the temperature of the inner chamber wall. But design limitations restricted coolant velocity in the critically hot throat area of the engine. Thin-walled tubes promised an ideal solution for the problem of the thrust chamber walls. Tubes reduced wall thickness

⁶⁷ http://en.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle_Main_Engine

⁶⁸ <http://en.wikipedia.org/wiki/LE-7>

<http://www.mhi.co.jp/technology/review/pdf/e484/e484036.pdf>

⁶⁹ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>

and thermal resistance and, more importantly, increased the coolant velocity in the throat section to carry off the increased heat flux there. As chamber pressures continued to go up along with higher temperatures, designers introduced a variable cross section within the tube. This configuration allowed the tube bundle to be fabricated to the desired thrust chamber contour, but variations in the tube's cross section (and coolant velocity) matched the heat transfer at various points along the tube. The bell-shaped nozzle permitted additional [93] advantages in reducing size and weight when compared with what engineers called the "standard 15-degree half-angle conical nozzle." Without any reduction in performance, the bell shape also permitted a 20 percent reduction in length»

«Многие ранние ЖРД имели коническое сопло. Усилия инженеров были направлены на усовершенствование КС за счет создания более эффективного профиля (сопла) для повышения характеристик и уменьшения веса. Их усилия были (также) направлены на получение более высоких характеристик за счет улучшения соотношения площадей и повышения давления в КС в целях уменьшения размера и веса КС. На пути создания больших двигателей с высоким давлением наибольшей проблемой было найти способ охлаждения КС. В ранних ЖРД использовалась двухоболочная конструкция; холодное топливо проходило через пространство между оболочками на пути в КС, таким образом, уменьшая температуру внутренней стенки КС. Но (принципиальные) ограничения, заложенные в данной конструкции, ограничивали скорость охладителя в горячем критическом сечении двигателя. (В то же время) тонкостенные трубки обещали идеальное решение этой проблемы для стенок КС. (Применение) трубок (позволило) уменьшить толщину стенки и термосопротивление и, что наиболее важно, позволило увеличить скорость охладителя в критическом сечении, что позволило снять увеличившийся тепловой поток. В то время как давление в КС и температура (продуктов сгорания) росли, разработчики применили трубки с переменным сечением. Это позволило пучку трубок быть сформированными в оболочку КС, а переменное сечение трубок (и скорости охладителя) было подобрано так, чтобы соответствовать теплообмену в различных местах вдоль сопла. Колоколообразный профиль сопла

дополнительно позволил уменьшить его размер и вес по сравнению со «стандартным 15-ти градусным коническим соплом». Колоколообразный профиль сопла также позволил уменьшить длину сопла на 20% без потери характеристик»

Очевидно, что авторы (и Technical Writers) процитированного отчета NASA, выпущенного в 1974-м году, были совершенно незнакомы с технологией, используемой в советских двигателях, иначе бы не написали это. Здесь, впрочем, не нужно забывать, что NASA является заказчиком всей ракеты, а не разработчиком двигателей, и имеет информацию только ту, что ей дает разработчик “Рокетдайн” (Rocketdyne), да и та «обработана» техническими писателями (Technical Writers).

Двухоболочная же конструкция, описанная в отчете⁷⁰, использовалась в Фау-2 и, так как там оболочки фактически не были скрепленными, то, при давлениях выше 20–30 атм, оболочка теряла устойчивость. В советских разработках в самом начале 50-х использовалась двухоболочная конструкция из нержавеющей стали, соединенная точечной сваркой, что позволило поднять давление до 40 атм.

Коническое сопло применялось на самых первых двигателях (на Фау-2, Redstone, Thor) и не применяется с тех пор нигде.

Трубки с переменным диаметром (tapered) применялись, чтобы сформировать КС, критическое сечение и нижнюю часть сопла. В КС и сопле F-1 диаметр трубок менялся от 18 мм в КС до 13 в критическом сечении и до 22 мм в сечении сопла с расширением 1/3 (если считать, что трубки были расположены в один слой) с переходом на 11 – 22 мм после разделения трубок на две⁷¹.

Переменная толщина стенок трубок у F-1 ни в одном источнике не упомянута. Опять же, «трубочная технология» позволяет сформировать только скоростную камеру и сопло с расширением 1/8 (без раздваивания трубок) при использовании нержавеющей стали (stainless steel 347), или сопло с расширением 1/3 при использовании Inconel X-750, так как степень изменения диаметра и формы трубок технологически ограничена

⁷⁰ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>

⁷¹ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

пластичностью материала (как уже отмечалось, у Inconel X-750 она очень плохая).

Первыми двигателями, использующими современную («советскую») технологию и материалы, были РД-107 – 108 (разработка 1954–56 года). Это позволило тогда поднять давление в КС до 60 атм. Давление же в современных двигателях, сделанных по «советской технологии» достигает 250 атм.⁷²

Все это говорит о том, что разработки двигателей в СССР и США шли разными путями. В то же время, практика показала, что «американская технология» является ущербной, тупиковой, не позволяющей получить удовлетворительные характеристики двигателя, такие как давление в камере (не больше 50 атм) и, соответственно, удельный импульс. Более того, «американская технология» не позволяет создать современные двигатели, работающие по замкнутой схеме, что также снижает удельный импульс. Одним из очень немногих преимуществ «трубчатой конструкции» по сравнению с «оболочной» является ее вес – она получается несколько легче.

Кроме того, в двигателях по «советской технологии» форсуночная головка жидкость–жидкость состоит не из струйных, а из однокомпонентных или двухкомпонентных центробежных форсунок. Форсуночная головка, сделанная по «американской технологии» имеет струйные форсунки и напоминает стиральную доску с дырками (или плоскую доску с отверстиями, выполненными под углом – см. рис.11). Практика показала ущербность и этой технологии, не обеспечивающей удовлетворительный распыл и смешение компонентов. Факт применения струйных форсунок американцами, вообще-то, является странным, так как на двигателе известной им Фау-2 стояли все виды форсунок, а они выбрали наихудшие, преимуществом которых является только меньшее гидросопротивление.

⁷² http://vivovoco.rsl.ru/VV/JOURNAL/VRAN/2004/04_06/ROCKET.HTM

Теплообмен в двигателе F-1

Интенсивность теплообмена в КС и сопле, в данном случае, непосредственно влияет на прочность оболочки и трубок, так как она напрямую связана с толщиной стенок трубок, а толщина стенок определяет их прочность и, соответственно, допустимое давление в КС.

Здесь нужно отметить, что начальная проектная тяга F-1 составляла 1,000,000 lbs (454 тонны), что примерно соответствует давлению в 46 атм в КС. Эта величина была получена в результате расчетов и компьютерного моделирования КС F-1. Ниже приведена цитата из отчета NASA⁷³:

«The original Air Force prospectus in 1955 called for an engine with a capability of 4 450 000 newtons (1 000 000 pounds) of thrust or more. Various studies went into comparisons of single engines and clustered engines in terms of their availability and reliability. Parallel studies included detailed consideration of engine subsystems to operate at thrust levels of 4 450 000 newtons (1 000 000 pounds) and up. By 1957, Rocketdyne had produced full, detailed analyses of a 4 500 000-newton (1 000 000-pound) thrust engine, and had also produced some models of components for the big engine, as well as a full-scale thrust chamber. In fact, work progressed so well that Rocketdyne began the first attempts to demonstrate main-stage ignition during the same year. The company's work on the F-1 received a big boost from a new Air Force contract awarded in mid-1958. This document called for Rocketdyne to proceed with the design of a 4 500 000-newton (1 000 000-pound) thrust engine, paralleled by the development of appropriate new fabrication techniques, and capped by running initial tests for a thrust chamber and injector components. Including the prior effort, Rocketdyne had attempted several firing tests of the full-sized thrust chamber between 1957 and 1958. In January 1959, Rocketdyne's NASA contract included requirements for a series of feasibility firings of the new F-1 booster; two months later the engine hinted at its future success with a brief main-stage ignition. The trial run demonstrated stable combustion for 200 milliseconds and

⁷³ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>

achieved a thrust level of 4 500 000 newtons (1 000 000 pounds). In conducting these tests, Rocketdyne used a solid-wall "boiler-plate" thrust chamber and injector-a far cry from flight hardware-but the unheard of mark of 4 500 000 newtons (1 000 000 pounds) of thrust had been reached by a single engine»

«Оригинальное задание, выданное ВВС на двигатель (F-1) в 1955 предусматривало создание двигателя тягой в 454 тонны и больше. Были проведены расчёты и оценки по сравнению кластера из нескольких двигателей с одним двигателем на предмет их доступности и надёжности. Параллельно ведущиеся исследования включали детальное рассмотрение субсистем двигателя для возможности получения тяги в 454 тонны и выше. К 1957 году Rocketdyne провела полный детальный анализ двигателя, обеспечивающего тягу в 454 тонны, и также произвела некоторые модельные компоненты для такого большого двигателя, такие, как полномасштабную КС. Далее работы пошли так, что Rocketdyne начала первые попытки продемонстрировать полнорегимное зажигание уже в этом же году. Работа компании по F-1 получила большой толчок от нового контракта, заключенного с ВВС в середине 1958-го года. Этот документ требовал от Rocketdyne продолжить работы по конструированию двигателя с тягой в 454 тонны, параллельно с разработкой новой технологии вместе с началом испытаний КС и форсуночной головки. Включая предыдущие испытания, Rocketdyne провела несколько огневых испытаний полноразмерной КС в 1957–1958-х годах. В январе 1959 года контракт Rocketdyne с NASA включал требования на проведение серии огневых испытаний F-1 для проверки их работоспособности; двумя месяцами позднее работы с двигателем получили новый успех – короткое полномасштабное зажигание. Испытания продемонстрировали стабильное горение в течении 0,2 секунды тягой 454 тонны. В них Rocketdyne использовало КС с неохлаждаемой стенкой и форсуночную головку, непохожую на ту, которая стояла в реальном двигателе, бесполезные в реальном двигателе на 454 тонны, но которые позволили пролучить такую, неслыханную ранее тягу от одной КС»

Как видно из приведенной цитаты, конструкция F-1 с тягой 450 тонн была основана на детальном расчете и экспериментах. Как будет показано ниже, эта величина является вполне реальной и, скорее всего, и была истинной тягой реального F-1.

Нужно отметить, что конструкция F-1, в частности, форсуночной головки, менялась в процессе отработки⁷⁴ (и, возможно, эксплуатации.) Например, в первых вариантах все сопло до расширения 1/16 было выполнено из трубок. Кроме того, неизвестно, предполагался ли исходно Inconel X-750 как материал для трубок F-1.

Оценим увеличение теплового потока к стенке камеры у F-1 при масштабировании по сравнению с H-1. При этом учитывается только конвективный теплообмен. Лучистым потоком пренебрегаем, так как он относительно невелик в области критического сечения⁷⁵, хотя в КС может составлять до 30% от общего потока, что служит дополнительным фактором, увеличивающим суммарный тепловой поток в КС и, соответственно, дополнительно ограничивающим толщину трубок.

Завесного охлаждения в КС F-1 нет, что видно по фотографиям форсуночной головки (рис.3,4), у которой форсунки кислорода и керосина в периферийных секциях разделены по парам⁷⁶ и отдельный пояс форсунок керосина, направленных вдоль стенок КС, отсутствует.

На рис.4 (фото двигателя после теста⁷⁷) видно, что периферийные форсунки откровенно перегреты, почернели, а трубки охлаждения КС покрыты пятнами окиси меди, испарившейся с поверхности периферийных участков форсуночной головки, что полностью подтверждает вывод об

⁷⁴ Joseph C. Oefelein, Vigor Yang, "Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines", Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No 5, Sept. – Oct. 1993

⁷⁵ <http://www.free-inform.com/pepelaz/pepelaz-13.htm>, В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969

⁷⁶ <http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-injector.html>,
http://agentdc.uah.edu/homepages/dcfiles/USSRC/F1EngiFamiTraiManu%20Section%201_07_2308152849.pdf

<http://cdn.arstechnica.net/wp-content/uploads/2013/03/eande-plate-huge.jpg>

⁷⁷ <http://cdn.arstechnica.net/wp-content/uploads/2013/03/eande-plate-huge.jpg>

отсутствии завесы (и даже о наличии обратных токов в пристеночной зоне). Из фото на рис.4 видно, что форсуночная головка F-1 не только не давала завесы, но даже не обеспечивала своего собственного охлаждения (это же нужно было довести температуру поверхности периферийных форсунок до температуры испарения меди!). К тому же, как видно на фото, там, по видимому, были еще и проблемы с подачей компонентов и горением. На фото видно, что в данном испытании форсуночная головка не обеспечивала одинаковое соотношение компонентов, что вызвало переобогащение смеси в одной половине КС и переобеднение в другой. Так что заявления о 3% керосина на завесное охлаждение КС «штатного» F-1 в статье⁷⁸, посвященной борьбе с нестабильностью горения в F-1 (кстати, относительно свежей – за 1993-й год и написанной авторами, которые окончили свои университеты намного позднее «лунной эпопеи»), крайне сомнительные, тем более, что эти заявления, согласно статье, относятся к одному из вариантов форсуночной головки, тестированной в процессе конструирования двигателя. Некое завесное охлаждение (film cooling) газогенераторными газами использовалось только для охлаждения соплового насадка (расширение от 1/10 до 1/16).

Кроме того, можно увидеть принципиальные отличия конструкции КС, сопла и форсуночной головки F-1, описанных в перечисленных источниках от реальной конструкции у поднятых «со дна моря» двигателей. Этот вопрос будет рассмотрен далее.

Так как КС у H-1 и F-1 скоростные, отношение длины камеры к диаметру L/D одинаковые, то и распределение скорости потока по длине КС F-1 – такое же, как у H-1. Максимальные рабочие температуры наружной стенки трубки у обоих материалов - порядка 720-730°C (1000°K) – то есть максимально допустимые для обоих материалов. Это относится не только к F-1, но и ко всем ЖРД, так как позволяет полностью использовать все возможности материала в наиболее напряженных местах, тем более, что более низкие температуры внутренней стенки в КС и

⁷⁸ Joseph C. Oefelein, Vigor Yang, “Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No 5, Sept. – Oct. 1993, стр.661

критическом сечении совершенно не проходят по теплообмену, особенно для трубок F-1, у которого тепловой поток существенно выше, чем у H-1 (см. далее).

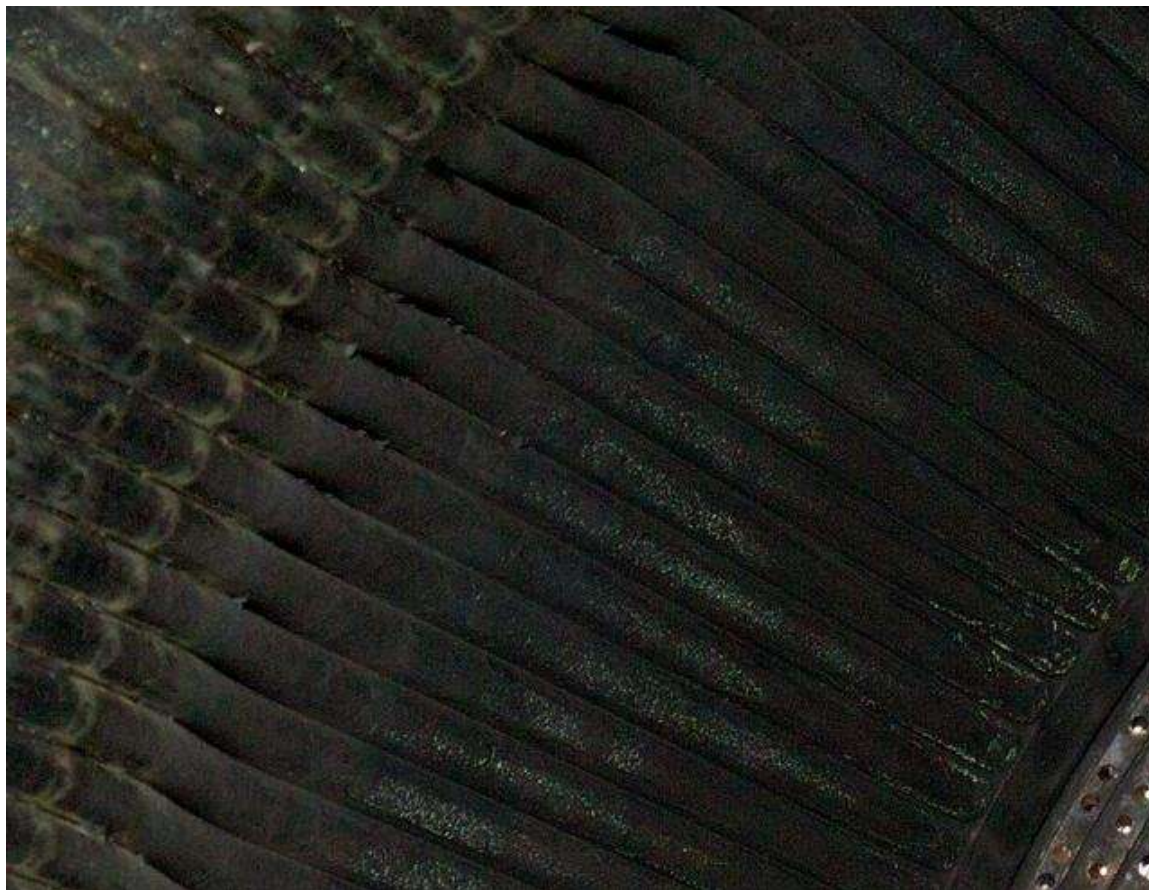


Рис. 8⁷⁹.Фрагмент фото на рис. 4 (левая верхняя часть). Трубки в КС, докритическом и критическом сечениях после испытания F-1

Тепловой поток (Q), за счет конвективного теплообмена, идет от продуктов сгорания к стенке, далее, за счет кондуктивного теплообмена, тепловой поток через стенки трубок передается охладителю, который «забирает» этот тепловой поток за счет конвективного теплообмена при высоких числах Re и «поглощает» его за счет теплоёмкости охладителя (и, иногда, также, за счет фазового перехода).

В общем, выше изложена классическая задача сопряженного теплообмена, при которой в **стационарном режиме указанные**

⁷⁹ <http://cdn.arstechnica.net/wp-content/uploads/2013/03/eande-plate-huge.jpg>

тепловые потоки должны быть равны (как ток в последовательной электрической цепи).

При этом для дальнейшего анализа наиболее важным является теплообмен через стенку трубки, который, при известном тепловом потоке, определяет толщину стенки.

Нужно отметить, что тепловые потоки в КС и сопле существенно меняются по длине КС и сопла, достигая максимальных значений в критическом сечении⁸⁰.

Воспользуемся критериальным уравнением теплообмена для трубы, которое удобно использовать при масштабировании⁸¹.

Критериальное уравнение для конвективного теплообмена в трубе при турбулентном потоке ($Re > 10000$) имеет вид:

$$Nu = N \times Re^{0.85} Pr^{0.4} \quad (1),$$

где N – эмпирический коэффициент (для турбулентного течения в трубе N примерно равен 0.023)

Так как $Pr \approx 1$, то

$$\frac{\alpha D}{\lambda} = \left(\rho \frac{VD}{\eta} \right)^{0.85} \quad (2),$$

где D – характерный размер КС (для трубы это диаметр), тогда выражение для коэффициента теплообмена α будет иметь вид:

$$\alpha = N \frac{\lambda}{D^{0.15}} \left(\frac{V}{\eta} \right)^{0.85} \rho^{0.85} \quad (3)$$

Тогда при масштабировании относительное изменение коэффициента теплообмена будет примерно равно

$$\frac{\alpha_F}{\alpha_H} \approx \left(\frac{D_H}{D_F} \right)^{0.15} \left(\frac{P_F}{P_H} \right)^{0.85} \quad (4)$$

Похожая формула пересчета потоков «для двух геометрически подобных камер», то есть при известной эталонной КС (в данном случае это КС двигателя Н-1), приведена у Алемасова⁸² (Глава 14.2 «Пересчет удельных конвективных тепловых потоков», формула 14.55):

⁸⁰ В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969; Oscar Biblarz, George P. Sutton (consultant), “Rocket Propulsion Elements”, Seventh Edition, A Willey Interscience Publication, NY, 2001

⁸¹ В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969;

⁸² В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969;

$$\frac{Q_k}{Q_{k0}} = \left(\frac{P_k}{P_{k0}} \right)^{0.85} \left(\frac{d_{kp}}{d_{kp0}} \right)^{0.15} \frac{S}{S_0} \quad (5), \text{ где } S = f(T, \eta).$$

Так как продукты сгорания в Н-1 и F-1 одни и те же, то $\frac{S}{S_0} \approx 1$ и формула получается такая же, как и предыдущая.

Тогда формула пересчета будет

$$\alpha \propto \frac{1}{D^{0.15}} P^{0.85} \quad (6)$$

Для переходного режима ($2300 < Re < 10000$) формула имеет вид

$$Nu = N \times Re^{0.9} Pr^{0.43} \quad (7)$$

Тогда формула пересчета для этого режима будет

$$\alpha \propto \frac{1}{D^{0.1}} P^{0.9} \quad (8)$$

Следовательно, из-за повышения давления с 49 атм (в Н-1) до 70 атм (в F-1) коэффициент теплообмена α увеличится в 1.22–1.29 раза (для дальнейших оценок будем пользоваться меньшим числом). Похожий результат получается при расчете, приведенном в работе А.Велюрова⁸³.

Тепловой поток при конвективном теплообмене определяется по формуле

$$Q = \alpha \Delta T_1, \text{ где } \Delta T_1 = (T_{ch} - T_{wall}) \quad (9)$$

Таким образом, при одинаковой с Н-1 разнице температур ΔT_1 (то есть, при такой же разности между температурой продуктов сгорания T_{ch} и наружной температурой стенки T_{wall} как у Н-1), тепловой поток Q у F-1 возрастет примерно в 1,22 раза по сравнению с Н-1. Или же ΔT_1 должно уменьшится у F-1 в 1.22 раза при сохранении того же теплового потока, как у Н-1 (см. формулу (9)). В этом случае T_{wall} возрастёт до 1220°К. Но, согласно характеристикам обоих материалов трубок рубашки охлаждения, они такой температуры не выдержат. То есть, тепловой поток, так или иначе, возрастает у F-1 в 1.22 раза по сравнению с Н-1 (при заявленном давлении в 70 атм). **Это значит, что стенка трубки**

⁸³ <http://www.free-inform.com/pepelaz/pepelaz-13.htm>

за счет теплопроводности должна передать этот тепловой поток охладителю (керосину).

Формула для кондуктивного теплообмена (теплообмена через стенку) выглядит следующим образом:

$$Q = \lambda \frac{dT}{d\delta} \quad (10),$$

где δ – толщина стенки.

Или для монолитной стенки⁸⁴ (формула 20.3):

$$Q = \lambda \frac{\Delta T_2}{\delta} \quad (11),$$

где $\Delta T_2 = (T_{wallin} - T_{wallout})$ - разность температур внутренней и наружной стенок.

Таким образом, для того, чтобы передать через стенку трубки увеличившийся тепловой поток, необходимо, либо пропорционально уменьшить толщину стенки, либо, тоже пропорционально, увеличить ΔT_2 (стр.377⁸⁵). Но, при увеличившимся в 1.22 раза тепловом потоке, и такой же толщине стенки как у Н-1 (0.25 мм), ΔT_2 автоматически возрастет в 1.22 раза, то есть температура наружной стенки поднимется до 1160°К, которую Inconel X-750 не выдержит (см. формулу (11) выше).

При сохранении такой же температуры стенки (точнее, разности температур «огневой» и «холодной» поверхностей стенки), ее толщина должна быть уменьшена в 1,22 раза с 0.254 мм (как в Н-1) до примерно 0.2 мм.

Механические нагрузки, приложенные к трубкам охлаждения F-1

В приведенном ниже анализе принимаем, что трубки уложены в один ряд и толщина стенок трубок постоянная.

Из описания F-1 известно, что трубки спаяны (brazing) вместе неким серебрянно-золотым припоем и образуют рубашку охлаждения камеры сгорания и сопла. Эта композиция трубок, кроме тепловых нагрузок, также испытывает механические нагрузки на растяжение, которые у F-1 существенно выше, чем у Н-1 за счет увеличения диаметра и повышения давления в КС.

⁸⁴ В.Е.Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969;

⁸⁵ В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969;

Формула напряжения растяжения для тонких труб имеет вид:

$$\sigma = \frac{PD}{\delta} \quad (12),$$

где P – давление, D – диаметр трубы, δ – толщина стенки.

В данном случае можно оценить только изменение напряжения растяжения стенок камеры (считая, что давление в трубках и камере одинаковое), так как стенка камеры – двухслойная: оболочка из трубок и бандаж снаружи.

Без учета бандажа будет:

$$\sigma = \frac{PD}{\delta} = \frac{70 \times 100}{4 \times 0.02} = 8.7 \times 10^4 \text{ Кг/см}^2 \quad (13),$$

(при одном слое трубок задействовано 4 стенки, см. рис 4а).

Это намного превышает $\sigma = 2400 \text{ Кг/см}^2$ для отожженного Inconel X-750 при 720°C и его «холодную» величину 3250 Кг/см^2 . Очевидно, что материал трубок такое напряжение не выдержит и выходит, что внешний бандаж (jacketing) – второй слой, воспринимает основную растягивающую силу вызванную давлением в КС. Его точные характеристики найти не удалось, хотя в источнике⁸⁶ упоминается толщина бандажа в 5 мм (опять же, с подачи Technical Writers). В этом случае напряжение растяжения бандажа составит порядка $7 \times 10^3 \text{ Кг/см}^2$, что тоже больше его yield strength (если, конечно, его толщина 5 мм и он выполнен из того же материала, что и трубки).

Здесь принципиально важно не забывать о давлении керосина на входе в трубки, охлаждающие КС (см. рис 4в). Оно для F-1 равно $131 - 132 \text{ Кг/см}^2$ (1856 psi ⁸⁷ или 1870 psi ⁸⁸). Расчет показывает, что напряжение растяжения трубки диаметром 18 мм (ее «холодной» половины, контактирующей с атмосферой) опять превышает допустимые значения (при избыточном давлении 131 атм):

$$\sigma = \frac{PD}{\delta} = \frac{131 \times 1.8}{2 \times 0.02} = 5.9 \times 10^3 \text{ Кг/см}^2 \quad (14),$$

⁸⁶ http://agentdc.uah.edu/homepages/dcf/UAHDC/Furnbrazflthruham_082007094528.pdf

⁸⁷ <http://www.scribd.com/doc/7244552/Turbopump-Systems-for-Liquid-Rocket-Engines>

⁸⁸

http://agentdc.uah.edu/homepages/dcf/USSRC/F1EngiFamiTraiManu%20Section%201_07_2308152849.pdf

в то время, как заявленный при комнатной температуре предел прочности 3270 Кг/см^2 (см. раздел статьи про Inconel X-750). Это может быть скомпенсировано бандажом, окружающим КС, критическое сечение и самую верхнюю часть сопла. На фото F-1 видно, что бандаж (jacketing) распространяется почти до сечения $1/3$ (его конец – чуть выше этого сечения).

Далее, половина стенки трубки, обращенной к камере сгорания также находится под избыточным давлением в

$$P_t - P_{ch} = 61 \text{ Кг/см}^2 \quad (15)$$

при температуре 1000°К (так как давление керосина в трубках выше давления в КС), где P_t - давление в трубке, P_{ch} - давление в КС.

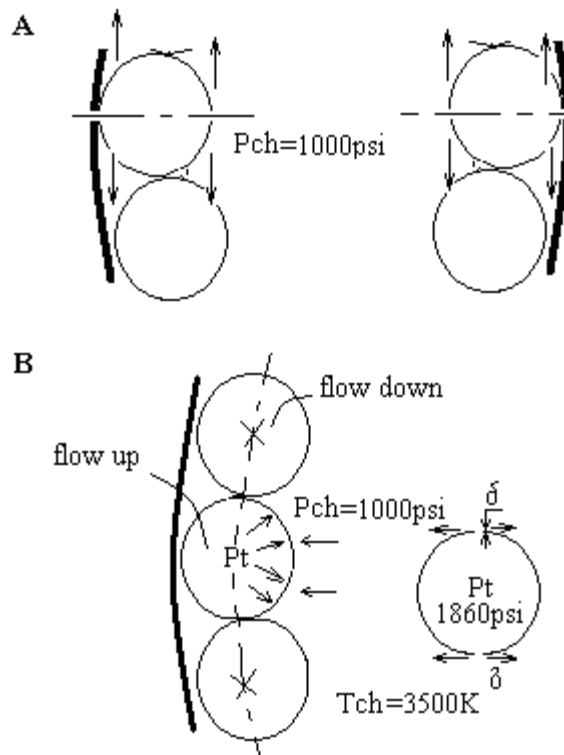


Рис.9. Схема сил, приложенных к трубкам в КС

Тогда напряжения растяжения будут:

$$\sigma = \frac{(P_t - P_{ch})D}{\delta} = \frac{61 \times 1.8}{2 \times 0.02} = 2.74 \times 10^3 \text{ Кг/см}^2 \quad (16),$$

что близко к yield strength, но опять его несколько превышает. Это уже никаким бандажом не исправишь.

Аналогично обстоит дело в критическом сечении, несмотря на то, что диаметр трубок там меньше (13 мм). Кроме того, что там наибольший тепловой поток (см. рис. 8), там внутреннее давление (статическое давление) составляет 0,56 от полного давления в КС (см. «Таблицы газодинамических функций»⁸⁹ для $k = 1,2$ и $\lambda = 1$), то есть 39 атм (при этом температура в критическом сечении снижается незначительно – 0,91 от температуры в КС, то есть до 3190°K [38]).

При этом давление в трубках керосина падает за счет гидросопротивления трубок примерно пропорционально отношению длины трубки от входа до критического сечения к ее полной длине (два прохода – вниз и вверх). С учетом гидросопротивления форсунок это получается примерно 4/5 от входного давления керосина, то есть порядка 105 атм (при противодействии в критическом сечении в 39 атм).

Тогда напряжение растяжения горячей стенки трубки диаметром 13 мм будет равно:

$$\sigma = \frac{(P_t - P_{ch})D}{\delta} = \frac{66 \times 1.3}{2 \times 0.02} = 2.15 \times 10^3 \text{ КГ/см}^2,$$

что даже несколько меньше, чем yield strength материала трубок, но очень близко к нему.

В сечении с расширением 1/3 давление в трубках с учетом гидроразницы составит 63 атм, а статическое давление в данном сечении сопла составит порядка 3,9 атм, то есть избыточное давление будет равно 59 атм, а температура 2200°K. Тогда напряжение растяжения горячей стенки трубки диаметром 22 мм будет равно:

$$\sigma = \frac{(P_t - P_{ch})D}{\delta} = \frac{59 \times 2.2}{2 \times 0.02} = 3.24 \times 10^3 \text{ КГ/см}^2$$

что опять превышает yield strength.

Все приведенные выше значения не учитывают коэффициент запаса прочности (он принят равным 1). Если принять его равным 1.3 (yield safety – то есть - на пределе) или 1.3 – 1.8 (ultimate safety - достаточное) согласно источнику⁹⁰, то полученные выше

⁸⁹ Genick Bar-Meir, “Gas Dynamics Tables”, Version 1.3, 2007

⁹⁰ http://www.free-inform.com/phpBB3/go.php?https://docs.google.com/file/d/0B_0eLWFarOl6TTVobExnV3lS_ZGc/edit?pli=1

значения напряжения нужно умножить на этот коэффициент и они, тем более, превысят предел прочности.

Из такого положения есть выход, правда, довольно рискованный – допустить некоторые пластические деформации, тем более, что двигатель – одноразовый. В таблице 17⁹¹ указаны значения tensile strength, которые составляют:

- при комнатной температуре - 7700 КГ/см²,
- при 900F – 7000 КГ/см²,
- при 1200F – 5800 КГ/см²,
- при 1350F – 5400 КГ/см².

Очевидно, что полученные выше значения напряжений растяжения материала трубок для разных сечений сопла меньше, чем tensile strength отожженного Inconel X750, то есть, вроде бы проходят. Правда при этом материал растягивается (elongation) до предельных значений (перед разрывом), на 51% при комнатной температуре и 55%, 23% и 6% при 900°F, 1200°F и 1350°F соответственно (опять же, при yield strength удлинение не должно превышать 0,2%). Значение 6% получено для частично кристаллизовавшегося сплава при его эксплуатации при 1350°F. При кратковременном же воздействии температуры 1350°F оно будет порядка 40–50% (такое же, как при более низких температурах). Так как температуры стенок трубок сильно отличаются по толщине и месту (холодная или горячая стенка), то стенки трубок будут раздуваться неравномерно – горячая больше, холодная меньше. Вместе с эффектом повышения твердости горячей стенки (ее охрупчивание) это может вызвать появление трещин на поверхности горячей стенки с ее распространением вглубь.

Вывод

Таким образом, материал трубок рубашки охлаждения работает на пределе и даже за пределом прочности (yield strength), и это без учета коэффициента запаса (safety). Возможность допущения пластических деформаций (tensile strength) крайне опасна, так как во внешней поверхности «огневой стенки» трубки

⁹¹ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

с большой вероятностью может появиться трещина и, соответственно, прорыв трубки (что видимо и произошло при полете А-6, см.далее). Как было отмечено выше, Inconel X-750 является проблемным материалом и больше нигде в конструкции огневой стенки ракетных двигателей (и вообще, в ракетных двигателях) не использовался, что дополнительно свидетельствует о том, что разработчикам F-1 необходимо было вносить изменения в конструкцию «по ходу» испытаний и, даже, эксплуатации двигателя (вопрос огромных потраченных денег и престижа страны).

Главной задачей при этом было то, чтобы двигатели ни в коем случае не взрывались или не загорались «на глазах у почтеннейшей публики». Пожалуй, единственным способом избежать этого было уменьшение давления в КС примерно на 30% (см. ultimate safety) до примерно 50 атм. Это снижение не должно было позволить инконелю перейти предел yield strength и начать пластично деформироваться (очень велика вероятность прорыва трубок).

Снижение давления в КС можно было провести путем, например, дросселирования потока керосина на входе в трубки (и, соответственно, кислорода), или изменением расхода топлива в газогенераторе, что, конечно же, не оптимально для характеристик двигателя.

Кстати, такие материалы, как Inconel X-750 могут вести себя достаточно коварно – в одних случаях прорыва трубок нет, а в других, при таких же условиях, трубки прогорают. Это значит, что, возможно, в некоторых испытаниях, проведенных в «тепличных условиях», например, на стенде, F-1 могли даже проработать при 70 атм какое-то время (что, впрочем, сомнительно), а в полете, при даже незначительных пульсациях давления, трубки прорывало и двигатель горел.

Принимая во внимание ответственность пусков С-5, есть очень большая вероятность, что Rocketdyne и NASA так или иначе пошли на вынужденное дросселирование F-1 где-то до 50 атм и 500 тонн тяги.

В то же время для Н-1 все сходится

Напряжение растяжения холодной трубки получается равным

$$\sigma = \frac{PD}{\delta} = \frac{71 \times 0.8}{2 \times 0.025} = 1.14 \times 10^3 \text{ КГ/см}^2 \quad (20)$$

Напряжение растяжения горячей стенки равно:

$$\sigma = \frac{(P_i - P_{ch})D}{\delta} = \frac{22 \times 0.8}{2 \times 0.025} = 0.35 \times 10^3 \text{ КГ/см}^2 \quad (21),$$

что с запасом удовлетворяет заявленной прочности на растяжение 347 stainless steel. (1630 КГ/см² при 1000°К).

Кстати, грубая предварительная оценка второго сатурновского двигателя J-2 (хотя это в тему данной статьи не входит) показывает, что к нему нет вопросов на предмет прочности трубок (давление в КС 53 атм, 360 трубок из нержавеющей стали, толщина стенки трубок 0,3 мм). Там цифры более-менее реальные, правда это не значит, что с ним было все нормально – согласно NASA основные проблемы были как раз с ним.

Почему американцы применили 22 - 18-ти миллиметровые трубки вместо 8-ми миллиметровых

Возникает вопрос, почему американцы выбрали диаметр трубок 22-18 мм, так как улучшить ситуацию могло бы уменьшение диаметра трубок, например, до 8 мм как у Н-1? Тогда бы напряжение на растяжение материала трубок было примерно в 3 раза меньше. Но получается, что, при уменьшении диаметра, возрастёт гидросопротивление трубок и потребуется больший перепад давления для сохранения того же массового расхода керосина, что опять вызовет проблемы с прочностью. При этом, соответственно должна возрасти мощность турбины.

Можно оценить увеличение гидравлических потерь по длине потока при переходе с 18-мм трубки на пучок 8-мм трубок, имеющих суммарно ту же площадь сечения, что и одна 18-мм трубка. Тогда, при том же массовом расходе скорость течения жидкости в 18-мм трубке и 8-мм трубке будет одинаковой, но вот гидросопротивления и потери напора будут разные.

Потери напора на единицу массы жидкости определяются по формуле⁹²:

$$h_{1-2} = h_i + \Sigma h_m \quad (22),$$

где h_i - потери на трение по длине трубы, h_m - местные гидросопротивления (потери на вход в трубку, потери в переходе от одной трубки к двум и т.д).

Потери напора от трения по длине потока h_i определяются по формуле Даси – Вейсбаха⁹³:

$$h_i = \lambda \frac{LV^2}{d2g} \quad (23),$$

где λ – коэффициент гидросопротивления, L – длина трубок, d – диаметр трубок, V – скорость потока.

Коэффициент гидросопротивления (в приведенных в данном разделе формулах это λ , не путать с теплопроводностью) зависит от числа Re и определяется по формулам [21]:

$$\lambda = \frac{2.7}{Re^{0.53}} \quad (24)$$

для $2000 < Re < 3000$ и

$$\lambda = \frac{0.3164}{Re^{0.25}} \quad (25)$$

для турбулентного течения в гладких трубах при $Re > Re_{cr}$ (формула Блазиуса).

Тогда

$$\lambda \propto \frac{1}{Re^{0.25}}, \quad \frac{\lambda_1}{\lambda_0} = \left(\frac{V_0 d_0}{V_1 d_1} \right)^{0.25} \quad (26)$$

и, принимая $V_1 = V_0$ получаем

$$\frac{\lambda_1}{\lambda_0} = \left(\frac{d_0}{d_1} \right)^{0.25} \quad (27)$$

При $d_1 = 8$ мм и $d_0 = 18$ мм получаем, что гидросопротивление (λ) возрастет в 1.23 раза. Далее, подставляя выражение (27) в формулу для пересчета потерь напора

$$\frac{h_{i1}}{h_{i0}} = \frac{\lambda_1}{\lambda_0} \frac{d_0}{d_1} = \left(\frac{d_0}{d_1} \right)^{1.25} \quad (28),$$

⁹² <http://ars.gubkin.ru/rasthet.htm>

⁹³ <http://ars.gubkin.ru/rasthet.htm>

полученную из формулы (23) для $L_1 = L_0$ (длина трубок та же) и $v_1 = v_0$ (скорость жидкости та же), получаем увеличение потери напора от трения почти в 3 раза при переходе от 18-мм на 8-мм трубки. Такое же выражение получается из формул, приведенных у Алемасова⁹⁴ (формулы 20.24 и 20.25, стр. 385).

Совершенно очевидно, что такой вариант не проходит и ясно, почему американцы пошли на увеличение диаметра трубок.

Но, в то же время, увеличение их диаметра, приводит к возрастанию напряжения в материале трубок ($\sigma \propto d$). Получается замкнутый круг, и, видимо, был выбран компромисс, который, несмотря на в полтора раза большую величину предела прочности у Inconel X-750, ситуацию не спас и, опять же, давление в КС не могло соответствовать заявленному для F-1 давлению в 70 атм.

Двухпроходная система трубок охлаждения, доставшаяся в наследство от Н-1, повышает в два раза гидросопротивление рубашки охлаждения по сравнению с подачей керосина обратно к головке КС через пару толстых труб. В принципе, можно было наоборот, пустить керосин вниз по толстым трубам, а вверх бы он шел бы параллельно по 178 трубкам, длина которых была бы в два раза меньше (см. формулу (23)). Такая подача охладителя широко применяется в ракетных двигателях⁹⁵, например, в двигателе РД-107⁹⁶. Правда, такая конструкция «портит красоту двигателя».

Подобные расчеты (конечно, более детальные, включая компьютерное моделирование) наверняка проводили американцы в процессе проектирования и получили вполне реальную величину рабочего давления в 46–50 атм и тягу двигателя порядка 450 тонн. Как они дальше пытались форсировать F-1 до 70 атм и 690 тонн и что из этого получилось – это большой секрет компании “Рокетдайн” (Rocketdyne). Можно предположить, что предложение об увеличении давления в КС до 70 атм могло поступить вследствие того, что прочность Inconel X-750 в полтора

⁹⁴ В.Е.Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969;

⁹⁵ http://www.free-inform.com/phpBB3/go.php?https://docs.google.com/file/d/0B_0eLWFarOl6TTVobExnV3lSZGc/edit?pli=1;

Oscar Biblarz, George P. Sutton (consultant), “Rocket Propulsion Elements”, Seventh Edition, A Willey Interscience Publication, NY, 2001

⁹⁶ <http://kocmocc.ru/first.php>

раза больше, чем у стали 347 и «Rocketdyne-вские эдисоны» решили, что можно увеличить давление тоже в полтора раза – с 49 атм (как у Н-1) до 70 атм.

Автор не собирается уличать американцев в незнании теплообмена или сопромата (можно предположить, что в Massachusetts Institute of Technology (MIT) его давали в полном объеме), и не собирается ставить под сомнение реальные достижения NASA, но, очевидно, что, в случае с заявленными характеристиками и конструкцией F-1, материал трубок (Inconel X-750) подвергается воздействию температуры и давления, которые превышают его возможности.

Формально, применение сплава Inconel X-750 могло дать возможность уменьшить толщину стенки трубок за счет его в полтора раза большей прочности по сравнению с 374 stainless steel, что было совершенно необходимо для передачи возросшего по сравнению с Н-1 теплового потока, но такое уменьшение (до 0.2 мм) фактически не проходит по прочности и для холодного и для горячего материала (см. выше). Основной причиной является избыточное давление в трубках охлаждения, которое превышает давление в КС в 1.8 раза. Помещенное же в таблице 1 материала NASA⁹⁷ значение толщины трубок у F-1 в 0.457 мм совершенно точно не проходит по охлаждению в области критического сечения и КС, так же как и уменьшенное значение температуры горячей стенки (530°C)⁹⁸. Обе эти величины абсолютно не проходят по требованиям интенсивности охлаждения для трубок в КС и критическом сечении и «находятся на совести» у Technical Writers.

Предположим, что мы понизили каким-либо образом температуру внешней стенки у Inconel X-750 до 800°K (530°C), при той же толщине стенки при неизменном тепловом потоке. Это автоматически уменьшает разность температур стенки до 300

⁹⁷ http://www.free-inform.com/phpBB3/go.php?https://docs.google.com/file/d/0B_0eLWFarOl6TTVobExnV3ISZGc/edit?pli=1

⁹⁸ F-1 rocket engine data manual, p.3-7
http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19750070161_1975070161.pdf цит. по <http://vif2ne.ru/nvz/forum/arhprint/287676> (на момент публикации статьи материал недоступен)

градусов и одновременно уменьшает теплопроводность сплава в 1.23 раза (при 530°C)⁹⁹. Тогда тепловой поток через стенку трубки должен был бы уменьшиться в 2 раза, см. формулу (11), (и, при этом, тепловой поток от газов к стенке увеличился бы примерно на 8%, так как разность температур получается больше на 200 градусов при том же коэффициенте теплоотдачи α), что автоматически ведет к повышению температуры стенки до тех же 1000°K и баланс тепловых потоков снова установится, как ток в последовательной электрической цепи, где ток одинаков у всех элементов. При теплообмене газ–твердая стенка-жидкость, как было уже сказано, **тепловой поток обязан быть одинаковым (при стационарном режиме)**. То есть поток от газов к стенке равен потоку через стенку, равен потоку от стенки к керосину.

Кроме того, так как тепловой поток от газов меняется по длине камеры и сопла, то и температура стенки также разная для разных участков. Например, на выходе охлаждаемого сопла тепловой поток от газов примерно в 10 раз меньше, чем в критическом сечении¹⁰⁰, соответственно и тепловой поток через стенку также в 10 раз меньше. Это может позволить увеличить до 0,45 мм толщину стенки у нижних раздвоенных трубок и снизить разницу температур стенки до примерно 120 градусов, но только в этом месте сопла и ниже. Тогда температура внешней стенки будет 620°K и этого будет вполне достаточно, чтобы забрать тепловой поток в данном сечении. Соответственно, в месте разделения трубок выше по соплу температура стенки и будет где-то 800°K (530°C). Так что Technical Writer может спокойно писать и про толщину стенки в 0,45 мм и про температуру в 530°C (800°K), но эти данные бесполезны без указания, к какому участку трубчатой рубашки охлаждения они относятся.

Тем более, что, опять же, для критического сечения и КС приведенные цифры заведомо не проходят - там и температура стенки - максимально возможная и толщина стенки - минимальная. В КС и критическом сечении при толщине стенки 0,45 мм получается, что передаваемый стенкой тепловой поток должен быть почти в два раза меньше (так как градиент

⁹⁹ <http://www.specialmetals.com/documents/Inconel%20alloy%20X-750.pdf>

¹⁰⁰ В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969

температуры в два раза меньше)¹⁰¹, чем у Н-1 и для достижения величины теплового потока, хотя бы такого же, как у Н-1, температура стенки должна возрасти до 1500°К. Очевидно, что никакой материал этого не выдержит. Но в сверхзвуковой части сопла температура падает до 1600°К и стенки толщиной в 0.45 мм могут быть вполне допустимы.

Кроме того, ознакомление с материалами, представленными NASA, показывает, что NASA не владеет подробными деталями конструкции двигателей от Rocketdyne, которые стоят на их ракетах (опять же, NASA - заказчик, а не разработчик двигателя). Например, в указанной таблице 1¹⁰² [13], отсутствуют данные по камере сгорания двигателя RL-10 - написано "data not available"(?). Получается, NASA знает про двигатели только то, что дает ей Rocketdyne.

Кроме того, крайне малая толщина стенки также могла вызвать проблемы с прочностью (термическое расширение, утончение стенки, тепловой удар и т.д.) Проблемы с Inconel X-750 описаны выше (см. раздел Inconel X-750) и у С.Покровского¹⁰³, который непосредственно работал с подобными материалами.

Выходит, что давление (и может температуру продуктов сгорания) нужно было снижать, что, по-видимому, и пришлось сделать.

Тогда тяга F-1 составит только 450 - 500 тонн вместо заявленных 690 тонн. Естественно, такие двигатели могут поднять только уменьшенную версию Сатурн-5 – 2000 тонн вместо заявленных 2800 тонн.

Эта оценка хорошо согласуется с тем фактом, что первые варианты F-1 имели проектную тягу 1,000,000 lbf (454 тонны).

Можно также предположить, что реальный Сатурн-5 в пусках после А-6 имел в качестве 2-й и 3-й ступеней ракету Сатурн-1, которая внешне и по весу похожа на 2-ю и 3-ю ступени Сатурн-5 (двигатели на 1-й ступени – Н-1, на 2-й ступени - RL-

¹⁰¹ В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969

¹⁰² http://www.free-inform.com/phpBB3/go.php?https://docs.google.com/file/d/0B_0eLWFarOl6TTVobExnV3ISZGc/edit?pli=1

¹⁰³ С.Покровский "Почему полеты на Луну не состоялись"
www.manonmoon.ru/addon/22/inkonel.doc

10). Нужно немного «макияжа» для 1-й ступени С-1 и будет полное сходство. Тогда выводимая на низкую орбиту масса составила бы порядка 30 – 60 тонн, в зависимости от того, что стояло на второй и третьей ступенях. Данное предположение подтверждается двумя независимыми свидетельствами, отметившими неизменность яркости факела после отделения первой ступени Сатурн-5¹⁰⁴ (яркость водородного факела намного ниже). Возможно, такая же масса и была у станции “Скайлэб” (Skylab)¹⁰⁵. Здесь нужно опять отметить, что анализ технических решений, использованных в Сатурне-1 и Сатурне-5, также, как и корабле “Аполлон”, свидетельствует о спешке, в которой делался проект. Показательной является конструкция 1-й ступени Сатурн-1, которая состоит из набора баков от разных ракет – от Redstone (американская Фау-2) до Jupiter:

“The propellant tanks consisted of a central [Jupiter rocket](#) tank containing LOX, surrounded by a cluster of eight [Redstone rocket](#) tanks: four painted white, containing LOX; and four painted black, containing the RP-1 fuel”.¹⁰⁶

Это настоящий франкенштейн.

Нужно также отметить, что в начале 60-х годов в американском ракетостроении была «мегалитическая эра», гигантомания - тогда разрабатывались двигатели-монстры, из которых самым большим был двигатель М-1¹⁰⁷. Выглядел он очень впечатляюще – как настоящий, размером с трехэтажный дом и люди на фотографии рядом с ним выглядят муравьями (см.рис.10.) Это был настоящий «Царь-двигатель», но вот только он никогда не испытывался и не летал.

¹⁰⁴ Любительский клип старта А-11, снятый Ф.Полэйша <http://manonmoon.ru/articles/st21.htm>, илл.4; Б.Е.Черток, Ракеты и люди.Лунная гонка, М., Машиностроение, 1999, <http://www.epizodsspace.narod.ru/bibl/chertok/kniga-4/g9.html>, глава 9, “При разделении первой и второй ступеней все окутывается выхлопами дыма и пламени. Создается впечатление, что произошел взрыв, - но через секунды яркий чистый факел устремляется дальше”, наблюдение за полетом А-8

¹⁰⁵ С.Покровский “Почему полеты на Луну не состоялись”

www.manonmoon.ru/addon/22/inkonel.doc

¹⁰⁶ http://en.wikipedia.org/wiki/Saturn_I

¹⁰⁷ [http://en.wikipedia.org/wiki/M-1_\(rocket_engine\)](http://en.wikipedia.org/wiki/M-1_(rocket_engine))

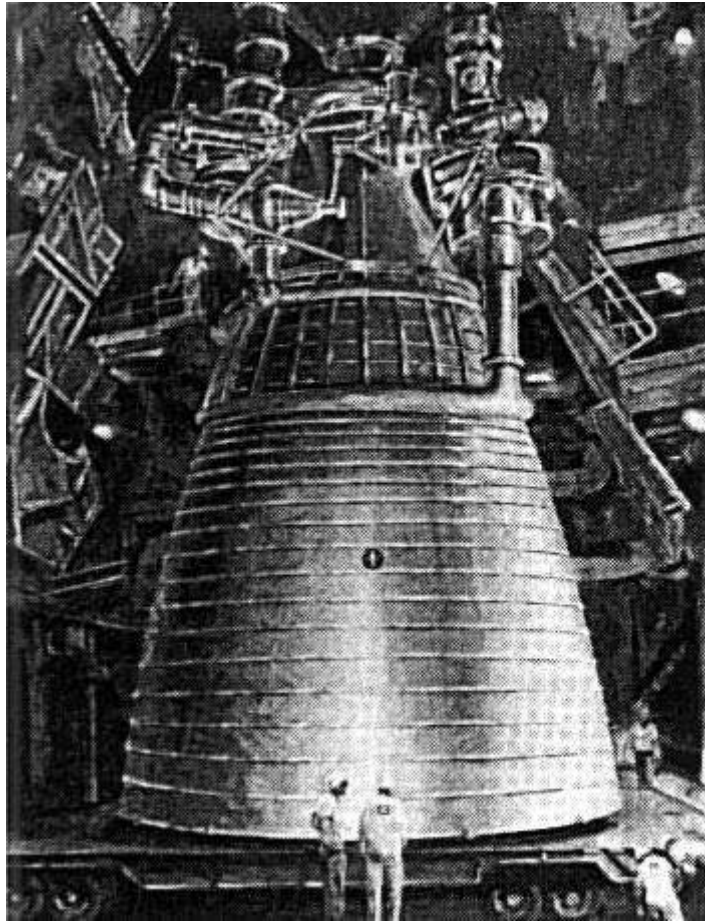


Рис.10¹⁰⁸. М-1 – красиво смотрится

Отличие конструкции двигателей, вытщенных со дна моря Джефом Безосом от представленных в перечисленных в статье источниках от NASA

Вернемся к фотографии реального F-1 на дне моря (фото на рис.2). В сверхзвуковой части сопла можно насчитать 178 трубок на участке с расширением, большем, чем $1/3$. 178 трубок прослеживаются примерно до расширения $1/8$ без всякого намека на раздвоение (далее трубки не считаются, так как сопло смято), хотя после сечения $1/3$ их должно быть 356.

На фото на рис.5 (в правой части) видно, что форсуночная головка отличается от приведенной в материалах NASA.

¹⁰⁸<http://www.astronautix.com/engines/m1.htm>

Возникает вопрос, а какую же конструкцию имел реальный двигатель, тот, который не из музея или с черно-белых картинок от NASA, а тот, который летал?

Кроме того, почему 178 трубок расположены ниже расширения 1/3? Известно, что трубки из Inconel X-750 не могут идти дальше расширения 1/3. Это, что, двойной слой или материал трубок был не Inconel X-750? В статье А.Велюрова¹⁰⁹ рассматривалась возможность, когда, не справившись с Inconel X-750, Rocketdyne была вынуждена заменить его на проверенную stainless steel 347, которая допускает расширение до 1/8.

Вдвух газогенераторного газа в закритическую часть сопла F-1

В двигателе F-1 применялся тангенциальный вдвух газа в закритическую часть сопла в сечении с расширением 1/10, что видно по большому количеству копоти, вылетающей из сопла. Здесь нужно отметить, что неохлаждаемый сопловой насадок явился следствием ущербности «трубочной технологии», при которой невозможно сделать охлаждаемую часть сопла с расширением больше 1/8 (для трубок без раздвоения как у H-1) или 1/10 (для трубок с раздвоением как у F-1)¹¹⁰. Далее приходится применять неохлаждаемый насадок или довольствоваться расширением 1/8 (как у H-1), в то время, как при использовании «советской технологии» такого ограничения нет (двигатель РД-107 имеет расширение 1/16 без всякого соплового насадка, а РД-170 имеет степень расширения 1/37). Вдвух же газогенераторного газа в неохлаждаемый насадок объяснялся охлаждением его выхлопом турбины ТНА, имеющим температуру 650°C¹¹¹ (температура продуктов сгорания в этом месте достигает 1300°C).

Вот что написано об этом в MIT-овском учебнике:

'Turbine discharge gas (700 – 1100 °C) has also been used as a film coolant for uncooled nozzle exit sections of large liquid propellant engines. Of course, the ejection of an annular gas layer at the

¹⁰⁹ <http://www.free-inform.com/pepelaz/pepelaz-13.htm>

¹¹⁰ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>
<http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html>

¹¹¹ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>
https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

periphery of the nozzle exit, at a temperature lower than the maximal possible value, causes a decrease in a specific impulse. Therefore, it is desirable to reduce both the thickness of this cooler layer and the mass flow of the cooler gas, relative to the total flow, to a practical minimum value”¹¹²

«Газ на выходе из турбины (700 – 1100 °С) был также использован как пленочное охлаждение неохлаждаемых секций сопла больших ЖРД. Конечно, вдув кольцевого слоя газа в периферию выхода сопла с температурой, меньшей, чем максимально возможная, вызывает падение удельного импульса. Таким образом, желательно уменьшать толщину этого охлаждающего слоя и массовый расход охлаждающего газа по отношению к общему массовому расходу до практически минимального уровня»

Кроме того, известно, что вдув газа (впрыск жидкости) в закритическую часть сопла в любом случае (радиальный или тангенциальный) вызывает появление скачка уплотнения в местах вдува (к завесному охлаждению в дозвуковой КС это не имеет никакого отношения). В твердотопливных ракетах это используют для управления вектором тяги¹¹³, так как локальный скачок вызывает повышение давления в данном месте и, соответственно, создает управляющую силу, перпендикулярную вектору тяги.

Японцы при создании двигателя LE-7 пытались установить на нем такой насадок. В результате в сопле сел скачок уплотнения, появилась значительная боковая сила и прогорело сопло. Японцы бросили это дело и установили на LE-7 (также, как и на SSME) в нижней части сопла, там где низкое давление и температура, охлаждаемый насадок, сформированный из трубок

“For the new engine model, a [nozzle](#) extension was designed that could be added to the base of the new standard “short” nozzle when extra performance was required. But when the engine was fitted with the nozzle extension, the 7A encountered a new problem with unprecedented side-loads and irregular heating on the nozzle strong

¹¹² Oscar Biblarz, George P. Sutton (consultant), “Rocket Propulsion Elements”, Seventh Edition, A Willey Interscience Publication, NY, 2001

¹¹³ <http://www.findpatent.ru/patent/204/2046202.html>
<http://pochit.ru/fizika/33692/index.html?page=18>

В.Е. Алемасов и др., «Теория ракетных двигателей», Машиностроение, Москва, 1969

enough to damage the [gimbal actuators](#) and [regenerative cooling tubes](#) during startup.”¹¹⁴

Кроме того, в F-1 коническая система скачков, вызванная вдувом большого объема газа в закритическую часть сопла и распределённая по периметру сечения сопла, однозначно сужает сечение сверхзвукового потока ниже по потоку, искажает степень расширения сопла, уменьшает удельный импульс (см. цитату выше), делает бессмысленным профилирование соплового насадка за местом вдува и, в результате, неизвестно, какая реально степень расширения и удельный импульс был у F-1. Возможно, что такое решение было эмпирически предложено каким-то «Rocketdyne-вским Эдисоном». При испытаниях сопловой насадок (в отличие от японского) не прогорел и это решение применили для F-1. Кстати, похожая схема вдува газогенераторного газа на срезе сопла применяется у Н-1, но к охлаждению отношения не имеет, а служит для зажигания смеси.

В то же время, сейчас некоторые российские специалисты пытаются внедрить «американскую технологию» в российское ракетостроение¹¹⁵, в частности, вдув газа в закритическую часть сопла и открытую схему (спасибо, хотя бы, что не трубки), обосновывая это простотой, меньшим весом, большей надёжностью и экономическим эффектом. Естественно, результаты этой диссертации¹¹⁶ докладывались на конференциях AIAA в США. Тут диссертанту хорошо было бы напомнить, что открытая схема имеет потери удельного импульса порядка 20 единиц и больше (для водорода), что особенно важно для верхних ступеней. Да и вес и размер двигателей с закрытой схемой будет меньше. Например, при тяге на 50 тонн больше, советский двигатель РД-170¹¹⁷ при таком же весе, что и F-1 имеет в 1,5 раз меньшие габариты, на 40 сек (!) больший удельный импульс и рассчитан на многократное использование. Двигатель РД-180 (половина РД-170) при тяге в 390 тонн легче и меньше двигателя

¹¹⁴ <http://en.wikipedia.org/wiki/LE-7>

¹¹⁵ <http://www.dslib.net/mechanika-sostojanij/metod-rascheta-techenija-v-soplah-s-gazovoj-zavesoj-v-sverhzhukovoj-chasti-i.html>

¹¹⁶ <http://www.dslib.net/mechanika-sostojanij/metod-rascheta-techenija-v-soplah-s-gazovoj-zavesoj-v-sverhzhukovoj-chasti-i.html>

¹¹⁷ <http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%C4-170>

RS-68 ракеты Delta IV, выполненного по открытой схеме¹¹⁸.

Кстати, этот двигатель (RS-68) использует сопловой насадок без вдува газа в закритическую часть (в его описании даже не упоминалась такая возможность), а с абляционным охлаждением, а вот применённая в нем открытая схема позволила получить рекордно низкий для пары кислород-водород удельный импульс в 410 сек (потеряно где-то 40 единиц), в частности, из-за высокого давления в КС (105 атм), превышающего оптимальное для открытой схемы (порядка 70-80 атм). Кроме того, все ссылки на экономичность¹¹⁹ не выглядят серьезными, так как высокие характеристики двигателей с замкнутой схемой снижают вес и, соответственно, стоимость всей ракеты и окупают расходы на их создание. А современные двигатели с замкнутой схемой (тот же RS-25 или все советские двигатели с замкнутой схемой, включая НК-33, сделанный 40 лет назад) имеют и высокую надежность.

Так что выводы, сделанные диссертантом А.Л.Воиновым¹²⁰ и его реклама «американской технологии» выглядят крайне сомнительными.

Кстати, вот как американцы описывают схемные решения двигателя RS-68:

*“The engine itself is a gas generator cycle engine with two independent turbopumps. The combustion chamber uses a channel-wall design to reduce cost. This design, pioneered in the former Soviet Union, features inner and outer skins brazed to middle separators, forming cooling channels. This method is heavier, but much simpler and cheaper than the tube-wall design (using hundreds of tubes, bent into the shape of the combustion chamber and brazed together) used in other engines. The lower nozzle has an expansion ratio of 21.5 and is lined with an ablative material. The nozzle's lining is designed to burn away as the engine runs, dissipating heat. This is heavier than the tube-wall nozzles used in other engines, but is also much easier and less expensive to manufacture”*¹²¹

¹¹⁸ <http://en.wikipedia.org/wiki/RS-68>

¹¹⁹ <http://www.dslib.net/mechanika-sostojanij/metod-rascheta-techenija-v-soplah-s-gazovoj-zavesoj-v-sverhzhukovoj-chasti-i.html>

¹²⁰ <http://www.dslib.net/mechanika-sostojanij/metod-rascheta-techenija-v-soplah-s-gazovoj-zavesoj-v-sverhzhukovoj-chasti-i.html>

¹²¹ <http://en.wikipedia.org/wiki/RS-68>

«Данный двигатель является двигателем с газогенераторным циклом (с открытой схемой) с двумя независимыми турбонасосами. Камера сгорания использует стеночно-канальную схему для снижения цены (двигателя). Особенностью этой схемы, впервые применённой в бывшем Советском Союзе, является внутренняя и наружная оболочка, скреплённые серединными разделителями посредством пайки, которые образуют каналы охлаждения. Этот метод делает двигатели тяжелее, но намного проще и дешевле чем конструкция с трубочными стенками (использующая сотни трубок, изогнутых чтобы образовать оболочку КС и спаянных вместе), которая применялась в других двигателях. Нижняя часть сопла имеет степень расширения 21,5 и покрыта абляционным материалом. Это покрытие сопла выполнено так, что оно выгорает при работе двигателя, удаляя тепло. Это тяжелее, чем трубочное сопло используемое в других двигателях, но намного проще и дешевле в производстве»

Обратите внимание на эту цитату. В ней очень коротко и доходчиво описываются преимущества «советской технологии», по которой делаются все современные двигатели.

Нужно также отметить, что американцы используют открытую схему «не от хорошей жизни», а по причине недостаточной освоенности этой сложной технологии, особенно для кислород-керосиновых двигателей, у которых газогенератор должен работать на окислительном газе во избежание выпадения сажи. Кстати, единственным американским двигателем с закрытой схемой является RS-25 – двигатель Шаттла. При этом в наиболее реальной американской после-шаттловской программе SLS предполагается использовать все те же двигатели RS-25, а сама ракета сильно напоминает советскую «Энергию», только поменьше.

Кратко о борьбе американцев с акустической неустойчивостью

Согласно американским источникам¹²², у обоих двигателей – H-1 и F-1, при разработке наблюдались колебания давления, приводящие к взрыву.

Они решали эту проблему следующим образом¹²³: к форсуночной головке прикрепляли заряд весом 50 гран (3,5 грамм), закрепленный в нейлоновой оболочке. При пуске двигателя заряд не взрывался, так как был защищен компонентами из форсунки и оболочкой. При работе заряд нагревался и взрывался, что создавало акустическую волну в КС.

При этом анализировалось время восстановления давления, и на форсуночной головке устанавливалась очередная перегородка. Таким способом, опять же, согласно американцам, они справились с акустической неустойчивостью. Ниже приведена цитата из отчета NASA:

*“Late in 1963, a research group evolved a technique to induce combustion instability. Workers fixed a special boss to the face of the injector, and attached a small, 50-grain bomb to it. Enclosed in a cylindrical nylon case designed for initial cooling by engine fuel, the bomb was protected during engine start and run up but soon heated up, and after a time, it ignited. The explosion disturbed the combustion flame front sufficiently to create an unstable operating condition”*¹²⁴

Надо сказать, что идея эта, конечно, богатая, но инициировать возмущение можно было бы и при подаче топлива (клапан с вибратором или что-то подобное и в этом случае можно было бы даже менять частоту), тем более, что при отработке камеры сгорания на стенде используется вытеснительная система подачи топлива, то есть взрывать камеру необходимости не было.

¹²² <http://en.wikipedia.org/wiki/LE-7>
<http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>
https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

¹²³ <http://en.wikipedia.org/wiki/LE-7>
<http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>
https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

Oscar Biblarz, George P. Sutton (consultant), “Rocket Propulsion Elements”, Seventh Edition, A Willey Interscience Publication, NY, 2001

¹²⁴ <http://history.nasa.gov/SP-4206/ch4.htm>

Также неясно, как можно было узнать, где нужно ставить дополнительную перегородку?

Кстати, на фото форсуночной головки (фото на рис. 4) видно, что радиальная перегородка имеет ряд форсунок (по-видимому – керосина). Это не имеет никакого отношения к завесе, но увеличивает за счет впрыска эффективную высоту радиальной перегородки, препятствуя возникновению акустических колебаний – идея, кстати, неплохая (упоминание об этом в литературе отсутствует).

Надежность F-1

В материалах, представленных NASA и на американских сайтах, все время отмечается высочайшая надежность F-1, которые наработали столько-то часов без аварий, а проблемы с неустойчивостью горения были очень успешно решены. Теперь взгляните на фотографию полета А-6 (рис.6).



Рис. 11¹²⁵ – F-1, хорошо горит

¹²⁵ <http://www.npr.org/blogs/thetwo-way/2013/03/20/174834978/we-have-liftoff-apollo-rocket-engines-reportedly-pulled-from-ocean-floor>

В материалах¹²⁶ и других говорится, что проблемы на А-6 и А-13 были с двигателями J-2 на 2-й и 3-й ступенях. В материалах о двигателе J-2 упоминалось о нескольких случаях прорыва трубок охлаждения, а в доступных материалах о F-1 такая информация отсутствует.

В то же время, из приведенной фотографии полета А-6 совершенно очевидно, что горит один или несколько двигателей F-1 первой ступени. Керосин вытекает, загорается и образует огромный хвост пламени с сажей. С этим все ясно, но тогда возникает вопрос, а почему они не взорвались? Дело тут в трубчатой конструкции рубашки охлаждения. В ней трубки не связаны гидравлически, каждая образует свой независимый контур и, при прорыве одной или нескольких трубок сопла (их там 178 или 356 ниже по потоку), давление керосина на форсунках (и в КС) падает пропорционально падению общего гидросопротивления (прорыв снижает гидросопротивление данной трубки и поток перераспределяется, уменьшаясь в целых трубках), а струя керосина, вытекшего из прорванных трубок догорает в атмосфере на выходе из сопла (с большим количеством копоти от термического разложения керосина), что, кстати, не всегда может привести к взрыву – это зависит от того, где произошел прорыв. Это как в военной песенке: «Бак пробит, мотор горит, но машина летит на честном слове и на одном крыле...». Правда, «на одном крыле» далеко не улетишь. Но, в принципе, это один из немногих плюсов трубчатой системы охлаждения.

Кроме того, как уже отмечалось, двигатель на рис.4 имел явные проблемы с неравномерным соотношением компонентов по периметру (переобогащение смеси в одной половине и переобеднение в другой), которое существенно ухудшает характеристики данного двигателя. Интересно, у всех F-1 это было, или выборочно?

¹²⁶ <http://www.universetoday.com/62672/13-things-that-saved-apollo-13-part-5-unexplained-shutdown-of-the-saturn-v-center-engine/>
<http://www.dslib.net/mechanika-sostojanij/metod-rascheta-techenija-v-soplah-s-gazovoj-zavesoj-v-sverhzhvukovoj-chasti-i.html>

Таким образом, получается, что NASA по каким-то причинам не давало полной информации о проблемах с F-1. Принимая во внимание, что авария А-6, принципиально связанная с конструкцией двигателя F-1, произошла за 7 месяцев до полета А-8, можно сделать вывод, что времени на доводку двигателя до заявленных характеристик уже не было.

Кроме того, видно, что пламя догорающего керосина «забирается» вверх до бака керосина 1-й ступени. Кстати, это, правда в меньшей степени, отмечалось при всех пусках С-5. Такое явление уникально и не наблюдается у других ракет, в том числе и американских. Для «нормальных» пусков С-5 можно предположить, что это происходит на дозвуковой части полета и засасывается дозвуковая часть потока из сопла – тот самый «вдув» в сопловой насадок. Сверхзвуковой поток из сопла образует «бочки Маха» - американцы называют его “diamond”¹²⁷. Эти «бочки» рассасываются далеко по потоку и газ из них никак не может быть «засосён» вверх. Засасываются же дозвуковые продукты сгорания за счет плохой аэродинамики С-5 – «толстый» погранслои с обратными токами (это надо же было так суметь спроектировать!). Кроме того, часть этого «потока» засасывается за счет донного разряжения в двигательный отсек, что вполне могло вызвать пожар. Объяснение же NASA о том, что это «совсем безобидно», не выдерживают критики по понятным причинам. Подробно ракетные «хвосты» описаны в MIT-овском учебнике¹²⁸. Там им посвящена отдельная глава.

А в случае с А-6, в двигательный отсек и выше, как в моторный отсек подбитого самолета, «засасывается» (естественно, дозвуковое) пламя от горящего F-1.

Здесь, кстати, можно предположить, что в пуске А-6 пытались задействовать двигатели F-1 и J-2 с заявленными тягой и давлением в КС "по полной схеме". В результате - прогар рубашки охлаждения у F-1 и проблемы (вибрация, аварийное выключение и т.д.) с J-2 на 2-й и 3-й ступенях. Это, возможно,

¹²⁷ Oscar Biblarz, George P. Sutton (consultant), “Rocket Propulsion Elements”, Seventh Edition, A Willey Interscience Publication, NY, 2001

¹²⁸ Oscar Biblarz, George P. Sutton (consultant), “Rocket Propulsion Elements”, Seventh Edition, A Willey Interscience Publication, NY, 2001

был полет настоящей ракеты С-5 с заявленными характеристиками (вероятно, первый и последний).

Тут возникает вопрос, как NASA пошло на испытание ракеты с двигателями, конструкция которых не обеспечивает заявленных прочностных характеристик? Дело в том, что, как уже было отмечено, у материала есть второй предел прочности ultimate tensile strength – это предел на растяжение, при котором идут пластические деформации (то есть изделие меняет свою форму). Этот предел обычно в 1,5 раза выше yield tensile strength, но работать в таком режиме материал может только очень короткое время, одноразово, пока, например, трубка не лопнула. Такая возможность была рассмотрена в данной статье в разделе «Механические нагрузки, приложенные к ...». Принимая во внимание авантюрный характер американской лунной программы и огромные деньги, уже потраченные на программу, NASA могло «попробовать» запустить такую ракету: «а вдруг что-то получится?».

Здесь, кроме того, нужно отметить гибкость системы управления С-5, которая велась практически в режиме реального времени без всяких команд на самоликвидацию и отключения (кроме очевидной опасности взрыва двигателя), в отличие от Н-1, которую автоматическая система управления (в частности, отсутствие команды на принудительное отделение ступеней) практически загубила.

Замечания к конструкции двигателя F-1

Как уже было сказано выше:

- Конструкция рубашки охлаждения для такого мощного двигателя с возвращающимися трубками (это не Н-1) выглядит достаточно странно – возвращающиеся трубки дополнительно нагревают керосин и, кроме того, увеличивают гидросопротивление рубашки охлаждения примерно вдвое по сравнению с «нормальными» однопроходными схемами где горючее подается в конец сопла и поднимается вверх к форсуночной головке КС. Единственно, двигатель смотрится «красивее», без «уродующих его» толстых трубопроводов.

- Материал трубок (Inconel X-750) не способен выдержать нагрузки, приложенные к трубкам рубашки охлаждения, так как напряжения растяжения трубок близки (без запаса) или превышают yield strength данного материала. Кроме того, Inconel X-750 имеет проблемы с неконтролируемой реструктуризацией при кратковременной тепловой нагрузке (температуры 1200–1300°F) и с химической реакцией серы из керосина RP-1 с никелем. Вследствии этого, Inconel X-750 больше никогда и нигде не применялся в высокотемпературных частях ракетных двигателей, хотя он мог бы использоваться в модернизированном Н-1 (фирма одна – Rocketdyne). Тогда бы давление в КС можно было бы поднять до 70 атм (тяга повысилась бы до 140 тонн), сформировать вторичные трубки до расширения 1/10 и получился бы вполне приличный двигатель, тем более, что Н-1 выпускали до начала 80-х, а лицензию продали японцам.
- Разделение потока на 70% в трубки и 30% напрямую к форсункам вызывает потери мощности насоса и турбины ТНА и такое решение также выглядит странно.
- Сопло F-1 имеет существенное перерасширение (1/16), что соответствует давлению на срезе соплового насадка (при $k = 1,2$) $0,006 P_{кс} = 0,42 \text{ Кг/см}^2$ (это при заявленном давлении в 70 Кг/см^2)¹²⁹ или $0,013 P_{кс} = 0,91 \text{ Кг/см}^2$ на срезе охлаждаемой части сопла (1/10). В то же время у Н-1 (1/8) давление на срезе сопла было $0,024 P_{кс} = 1,1 \text{ Кг/см}^2$. Теоретически это должно улучшить средний удельный импульс по траектории полета 1-й ступени, но вдув газа в сопловой насадок (см. ниже) полностью искажает степень расширения сопла и неизвестно, какая реально степень расширения и удельный импульс был у F-1.
- Вдув газа «для охлаждения» в закритическую часть сопла однозначно вызывает появление скачков уплотнения в местах вдува (к охлаждению это не имеет никакого отношения). Это сужает сечение сверхзвукового потока и делает бессмысленным профилирование соплового насадка

¹²⁹ Genick Bar-Meir, “Gas Dynamics Tables”, Version 1.3, 2007

за местом вдува. При этом, опять же, непонятно, какова реальная степень расширения и давление на срезе. Похожая схема вдува газогенераторного газа на срезе сопла у Н-1 к охлаждению отношения не имеет и служит для зажигания смеси.

- Конструкции сопла и форсуночной головки F-1, приведенные в многочисленных источниках NASA и прочих отличаются от конструкций этих элементов у F-1 Аполлона 11, извеченных экспедицией Джефа Безоса в 2013 году.

Перечисленные странности конструкции F-1 вызывают подозрение, что настоящий F-1 имел конструкцию, отличающуюся от заявленной.

Выводы:

Давление в камере сгорания F-1, скорее всего, было существенно меньше заявленного из-за принципиальных недостатков трубчатой схемы охлаждения американских ракетных двигателей. Это дополнительно подтверждается тем, что все ныне разрабатываемые и используемые двигатели и, в том числе, американские, используют систему охлаждения «советского образца».

Вследствие этого, стартовый вес Сатурна-5 также был меньше и, соответственно, не обеспечивал выполнение заявленной программы высадок на Луну.

Тем не менее, двигатели F-1 коптели, но работали, не взрывались на глазах у публики и выводили «что-то куда-то». В общем, можно выразить восхищение специалистам Rocketdyne, которым удалось получить хоть какие-то характеристики от этого «чуда американского гения» (F-1), так как даже 500 тонн тяги с одной камеры – это достаточно много.

Истинная же конструкция F-1 и его характеристики, по видимому, существенно отличались от заявленных.

В заключение

Сравним F-1 с кластером из 4-х двигателей НК-33 – двигателей, разработанных в те же годы и для такой же программы.

Тяга 4-х двигателей НК-33 составляет $154 \times 4 = 616$ тонн на уровне моря, а при использовании форсированного двигателя НК-33-1 (давление в КС увеличено со 150 до 175 атм) – 740 тонн¹³⁰. Заявленная тяга F-1 составляет 681 тонн на уровне моря.

Вес 4-х двигателей НК-33 составляет примерно 5,6 тонны ($1393 \times 4 = 5572$), а НК-33-1 – 6,96 тонн. Вес одного F-1 составляет примерно 9 тонн¹³¹.

Размеры НК-33: высота – 3,7 м, диаметр среза сопла – 1,5 м¹³². Размеры F-1: высота – 5,8 м, диаметр среза сопла – 3,7 м.

Удельный импульс НК-33 – 297 сек (на уровне моря) и 331 сек в вакууме¹³³, НК-33-1 – 304 и 334 сек соответственно.

Удельный импульс F-1 – 263 сек (на уровне моря) и 301 сек в вакууме¹³⁴.

На рис.7 приведены фото F-1 и НК-33 в масштабе.

Таким образом, получается, что при практически такой же тяге (а у НК-33-1 даже на 50 тонн больше), вес и размер кластера из 4-х НК-33 более чем в полтора раза МЕНЬШЕ, чем у «хваленного» F-1 (причем, согласно его очень сомнительным «заявленным» характеристикам). При этом удельный импульс НК-33 был НА 30 – 40 ЕДИНИЦ БОЛЬШЕ, чем у этого «чуда американской технологии». Легко подсчитать, как это отразится на характеристиках ракеты. Сравнение этих двигателей – это сравнение паровой машины с современным двигателем внутреннего сгорания. Работоспособность НК-33 независимо проверена американцами (ракета Antares совершила уже два полета на НК-33, НК-33 сертифицированы в США и Aerojet планирует заключить контракт на восстановление их

¹³⁰ <http://ru.wikipedia.org/wiki/%CD%CA-33>

¹³¹ https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

¹³² <http://ru.wikipedia.org/wiki/%CD%CA-33>

¹³³ <http://ru.wikipedia.org/wiki/%CD%CA-33>

<http://www.federal-space.ru/main.php/www.mai.ru/conf/video/main.php?id=187&did=873>

¹³⁴ https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1

производства у Кузнецова), в то время, как о F-1 никто больше ничего не слышал (и не услышит – это то же, что поставить паровой двигатель 19-го века на современный корабль), то есть, согласно американскому же выражению, F-1 - это “urban legend” (народные сказки, такие же, как Area 51, UFO и т.д.).



F-1

2 НК-33

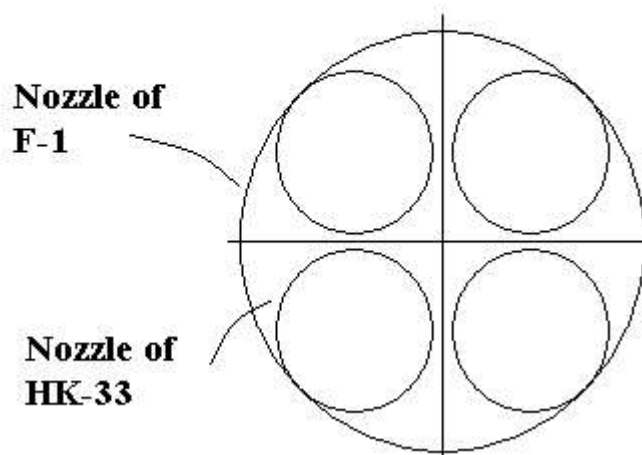


Рис.12. Сравнение F-1 и кластера из 4-х НК-33

Таким образом, американцы в 60-х пошли на создание двигателя, который принципиально не мог быть создан на основе «трубочной технологии». Есть очень большая вероятность, что, не справившись с заявленными проектными характеристиками F-1, не

обеспечив надежность его работы, они пошли на «авось» (А-6), а потом на откровенный обман, подкрепленный «голливудщиной». Технологий и знаний вот не хватало, но пускать пыль в глаза они умели и умеют в совершенстве.

Геннадий Ивченков,
20.11.2013 г.