#### Феноменологический анализ высокочастотных автоколебаний жидкостных ракетных двигателей

# Ю. И. Лобановский

#### Краткое содержание

В работе проводится анализ собственных частот продольных и поперечных колебаний в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей, причем последние, как правило, определяют процесс возбуждения акустических автоколебаний катастрофического характера. Было рассмотрено около 35 ракетных двигателей, разрабатывавшихся в течение 30-х – 90-х годов XX века. Во всем диапазоне практически интересных уровней давления в камерах сгорания выявлены границы зон возбуждения акустических автоколебаний для ракетных двигателей, работающих на спирте, керосине или водороде в паре с жидким кислородом, а также использующих высококипящие компоненты топлива. Описаны все известные способы подавления автоколебаний. Показано, что возможность возникновения этого процесса без малого почти век определяла не только архитектуру практически всех маршевых жидкостных ракетных двигателей, но, зачастую, и саму возможность их создания и использования.

Ключевые слова: ЖРД – камера сгорания – смесительная головка – частота – собственные колебания – возбуждение – резонанс – автоколебания

# Список символов

- b высота полости резонатора
- с скорость звука
- D внутренний диаметр камеры сгорания ракетного двигателя
- d<sub>i</sub> характерный диаметр ячейки на огневом днище смесительной головки
- f<sub>a</sub> частота возбуждения
- $f_{mn}-$  собственные частоты стоячей акустической волны
- f<sup>\*</sup> частота смешанных акустических колебаний
- f<sub>H</sub> частота собственных колебаний резонатора
- h длина горла резонатора
- i число ячеек
- j индекс группы ячеек смесительной головки
- I<sub>sp</sub> удельный импульс
- k число колец из рядов форсунок
- L длина камеры сгорания
- l, m, n номер моды акустических колебаний
- М число Маха
- р давление
- R внутренний радиус камеры сгорания ракетного двигателя
- S поперечная площадь камеры сгорания
- S\* площадь критического сечения сопла
- $s = S/S^*$
- S<sub>h</sub> суммарная площадь отверстий в резонаторе
- q доля объема резонаторной полости, занятого конструктивными элементами
- V полный объем резонаторной полости (брутто-объем)
- а<sub>mn</sub> корень производной функции Бесселя
- $\varepsilon = S_h/S проницаемость поглотителя$
- к показатель адиабаты
- т время задержки реакции горения
- ωmn собственные значения круговой частоты стоячей акустической волны

# I. Введение

Высокочастотные автоколебания (screaming), иногда внезапно возникающие в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), – одно из трех специфических видов колебательных явлений, связанных с эксплуатацией ракетных систем, доставляющих наибольшие неприятности их конструкторам [1]. К ним относятся также продольные низкочастотные автоколебания ракет в полете типа «пого» (Pogo oscillations) [2], а также мощные и, поэтому, потенциально разрушительные акустические колебания в окружающем ракету воздушном пространстве, вызванные турбулентными пульсациями, возникающими на границе реактивной струи [3]. Все эти три вида колебаний, обычно, становятся все более опасными по мере роста масштаба ракет. Но с высокочастотными автоколебаниями столкнулись еще первые ракетостроители,

и именно подавление этих колебания были одной из главных проблем конструкторов двигателей, от решения которой зависел сам успех реализации того или иного проекта.

Теория этих высокочастотных колебаний, в отличие от некоторых других автоколебательных процессов (в механике – флаттер, шимми, возбуждение потока воды в напорных водоводах ГЭС) до сих пор не создана вследствие сложности как самих процессов, приводящих к их возникновению, так и связей между этими процессами. Однако почти за век, прошедший с момента начала разработок ЖРД было проведено много частных исследований по выявлению особенностей этих процессов и, что, пожалуй, еще более важно, было построено большое количество разнообразных ракетных двигателей, в камерах сгорания которых высокочастотные автоколебания были успешно подавлены. Это было достигнуто с помощью хотя бы качественного понимания того, что там происходит, инженерной интуиции, огромного количества экспериментов и, как правило, многолетней отработки каждого двигателя на испытательных стендах.

При этом массивы эмпирического материала являлись ноу-хау нескольких конкурирующих между собой двигателестроительных компаний, и, насколько известно автору, в целом во всей полноте не попадали в открытый доступ для независимого теоретического осмысления. Возможно, поэтому и не была создана теория данного явления. В связи с этим кажется интересным на основе сложившихся теоретических представлений и тех обрывков конструкторской информации, которые стали доступными внешнему миру, составить пусть и простое, но, в какой-то мере, цельное, связное и внутренне непротиворечивое феноменологическое представление о процессе высокочастотных автоколебаний в камерах сгорания ракетных двигателей и о способах их подавления.

# II. Механизм возникновения акустических (высокочастотных) автоколебаний и способы борьбы с ними

Качественно все достаточно понятно: хотя бы одна из компонент ракетного топлива обычно попадает в камеру сгорания ЖРД в виде жидкости, а другая – в виде жидкости или газа, обычно в некоторой степени уже прореагировавшего при взаимодействии с другим компонентом в газогенераторе турбонасосного агрегата или даже двух таких агрегатов. В форсунках смесительной головки эта жидкость для быстрейшего сгорания распыляется на мельчайшие капли, которые, попав в камеру сгорания, быстро испаряются в газовой среде и после смешения с другим компонентом реагируют с ним с большим выделением тепловой энергии. При испарении капель и их сгорании происходит множество микровзрывов, и в газовой среде камеры сгорания возникают акустические колебания, создаваемые, как правило, поперечными (в смысле направления их распространения относительно оси камеры сгорания) и продольными стоячими волнами, влияющими на процессы испарения и горения. При этом запускаются положительные обратные связи между ними и акустическими колебаниями, перекачивающие тепловую энергию в энергию колебаний. В случае, когда этот подвод энергии превышает рассеивание энергии колебаний за счет естественной диссипации, возбуждается растущий автоколебательный процесс, приводящий к увеличению амплитуды акустических колебаний, ограниченный только взрывом камеры сгорания и разрушением двигателя и его окружения.

Наиболее эффективный подвод тепловой энергии в автоколебательном процессе происходит в том случае, когда частота возбуждения, то есть частота этих микровзрывов близка к частоте собственных колебаний продуктов сгорания в камере ракетного двигателя. А частоты возбуждения  $f_a$  – это величины, обратные к временам задержки т реализации цепных реакций развала и пересборки молекул горючего и окислителя с момента их поступления в зону реакций до их завершения с выделением тепловой энергии:

$$f_a \sim \tau^{-1}$$

Время задержки зависит, в том числе, и от энергии активации, а, значит, от структуры молекул, а также от путей реализации цепных реакций, и, следовательно, от химического состава веществ, вступающих в реакцию в камере сгорания [1]. Поэтому при феноменологическом подходе надо отдельно рассматривать количественные характеристики процессов возникновения акустических автоколебания для наиболее часто применяемых пар горючего и окислителя. При этом, как показывают экспериментальные данные, частоты возбуждения образуют непрерывный спектр, и существует область, в которой возможно возбуждение автоколебаний.

Из вышесказанного следует: для того, чтобы автоколебания не возбуждались или затухали при достижении какого-то допустимого уровня амплитуды, необходимо, чтобы отсутствовал источник возбуждения колебаний – капли, то есть все топливо подавалось бы в камеру сгорания в газообразно виде, либо чтобы была разорвана упомянутая выше положительная обратная связь, либо чтобы диссипация и/или отвод энергии звуковых волн из области их генерации превышали ее подвод из-за наличия этой связи.

Подвод всего топлива в виде газа означает переход к весьма перспективной, но сложной технологически схеме работы ракетного двигателя, называемой «газ-газ», позволяющей достичь максимального давления в камере сгорания, что, в принципе, целесообразно само по себе. Первая попытка ее реализации происходила в СССР в период 1962 – 1970 годов при создании жидкостного ракетного двигателя большой тяги РД-270 на несимметричном диметилгидразине и азотном тетраоксиде. Двигатель был разработан, испытан и практически доведен до использования, но к началу 70-х годов в связи с внешними обстоятельствами оказался не нужен и в серию не пошел [4]. О возникновении в его основной камере сгорания высокочастотных автоколебаний нигде не упоминается. Известно только о низкочастотных колебаниях, вызванных перекрестным газогидродинамическим взаимодействием между двумя газогенераторными турбонасосными агрегатами, обязательными при использовании схемы «газ-газ». Вскоре (в период 1972 – 1977 годов) на мощном американском водородно-кислородном двигателе схему «газ-жидкость» с двумя турбонасосными агрегатами SSME (RS-25) эта проблема была решена управлением ими с помощью управляющего электронного блока [5].

В настоящее время с 2012 года идет разработка еще одного семейства двигателей по схеме «газ-газ» – американских метан-кислородных двигателей Raptor-1/Raptor-2 [6]. И в информации о нем также нигде не упоминается о высокочастотных автоколебаниях. Так что схема «газ-газ» с двумя газогенераторами для турбонасосов компонент топлива, причем один работает на восстановительном газе, а другой – на окислительном, является радикальным средством для устранения высокочастотных автоколебаний в основной камере сгорания ракетных двигателей на жидком топливе. Конечно, у них могут возникнуть автоколебания в газогенераторах турбонасосов, но там эта проблема, если это произойдет, может быть решена легче вследствие того, что соотношение компонент топлива в них очень сильно удалено от стехиометрического, а также и из-за сравнительно малых размеров камер сгорания этих газогенераторов.

Для разрыва положительной обратной связи между испарением и горением капель и акустическими пульсациями газовой среды необходимо, чтобы частоты этих процессов различались в достаточной степени. Это можно было бы сделать, значительно снизив частоты возникающих в камере сгорания стоячих звуковых волн первых мод. Насколько можно понять, это иногда происходило в камерах сгорания самых крупных по размерам двигателей (см. раздел XI данной работы). Но никто не сможет отменить возбуждение более высоких мод акустических колебаний в очень больших камерах сгорания, и эти высокочастотные моды все равно обеспечат положительную обратную связь, возбуждающую автоколебания в двигателе схем (жидкость-жидкость» или «газ-жидкость». Правда, чем выше мода, тем ниже амплитуда колебаний, и на гипотетических ракетных двигателях крайне больших размеров подобное решение могло бы быть использовано в «чистом виде».

Противоположный способ – увеличение собственных частот в камере сгорания путем их дробления, например, с помощью так называемых антипульсационных перегородок, на локальные зоны, в которых происходит первичный процесс горения. Тогда стоячие волны внутри них будут иметь настолько высокие частоты, что они не приведут к возникновению положительных обратных связей между звуковыми волнами и пульсационным горением. Этот способ стал одним из основных, и поэтому мы посвятим его рассмотрению несколько разделов данной статьи.

Возможно также создание условий, при которых диссипация и/или отвод энергии звуковых волн из области их генерации превышали бы ее подвод из-за наличия положительной обратной связи между ансамблем процессов, генерирующих автоколебания. Как утверждается в источнике [7]: «...единственным существенным механизмом акустических потерь является вынос акустической энергии через сопло (и через отверстия форсуночной головки). Затухание, связанное с течением через сопло, относительно мало и практически отсутствует при некоторых модах колебаний в камере, поэтому неустойчивость представляется довольно обычным явлением, если не применять специальных акустических поглотителей...» Для подавления автоколебаний используются акустические поглотители в виде резонаторов Гельмгольца, которые представляют собой полости, соединенные каналом с камерой сгорания. Автор книги [7] продолжает: «...основной механизм демпфирования связан с переходом акустической энергии в энергию нестационарных и струйных вихревых движений, образующихся у кромок отверстий резонаторов при пульсациях давления». Этот способ наиболее удобен в реализации для двигателей, работающих по схеме «газ-жидкость», так как в их смесительных головках уже имеются газовые полости, которые можно использовать как резонаторы. Исторически это был еще один путь, по которому пошли двигателестроители для подавления высокочастотных автоколебаний.

Стоит отметить, что демпфирование колебаний связано «с переходом акустической энергии в энергию нестационарных вихревых движений, которые, в свою очередь, переходят в энергию турбулентных пульсаций» [7]. Таким образом, существует механизм взаимодействия между акустикой и турбулентностью. И чем больше турбулентность, тем сильнее это взаимодействие. В связи с этим представляет интерес

замеченные в источнике [8] различия в акустической устойчивости двух весьма близких по конструкции и степени ее совершенства водородно-кислородных двигателей: американского SSME (RS-25) и советского РД-0120, представляющихся весьма близкими аналогами за исключением небольшого различия в размерах и, соответственно, в тяге [5, 9]. Известно одно существенное различие между конструктивными схемами двигателей SSME и РД-0120. У первого имелось два отдельных турбонасосных агрегата для горючего (водорода), и для окислителя (кислорода), работающих от двух газогенераторов, через которые проходила небольшая часть кислорода и весь поток водорода, поступавшего затем в основную камеру сгорания двигателя в составе восстановительного газа. У второго был один турбонасосный агрегат для обеих компонент топлива, и через его газогенератор проходила только часть водорода, а часть его через рубашки камеры сгорания и сопла прямо поступала в основную камеру сгорания, смешиваясь перед этим с генераторным газом. Меньший поток водорода в турбонасосном агрегате РД-0120, очевидно, компенсировался более высокими температурами восстановительного газа в его газогенераторе. В главную камеру сгорания обоих двигателей бо́льшая часть кислорода (~ 90 %) впрыскивалась в виде мельчайших капелек криогенной жидкости.

Работа насосов водорода и кислорода в составе единого турбонасосного агрегата двигателя РД-0120, вследствие сильного различия в требованиях к ним, происходила на режимах, далеких от оптимальных, что должно было привести к бо́льшим вихревым возмущениям в потоке восстановительного газа, поступающего в основную камеру сгорания. К этому же здесь должно было приводить и смешение в форсунках двух потоков – восстановительного газа из турбонасосного тракта и газообразного водорода из рубашки охлаждения перед впрыском в поток газа капелек кислорода. Таким образом, можно обоснованно ожидать, что уровень нестационарных вихревых движений и турбулентных пульсаций в камере сгорания двигателя РД-0120 вблизи ее огневого днища, то есть в зоне зарождения высокочастотных автоколебаний, был выше, чем в аналогичной зоне двигателя SSME. Из информации, представленной в источнике [7], следует, что это могло бы способствовать дополнительному демпфированию акустических колебаний. Поэтому, как утверждается в ссылке [10], в двигателе РД-0120 как будто бы отсутствовали резонаторные полости (как и антипульсационные перегородки), которые, якобы использовались в последних сериях SSME для подавления высокочастотных колебаний [10], хотя в нем на первых сериях применялись антипульсационные перегородки [11]. Более подробно этот довольно трудно анализируемый вопрос рассмотрен в разделе XI.

Следовательно, можно полагать, что особенности конструкции двигателя РД-0120, которые, очевидно, привели к увеличению вихревых возмущений в камере сгорания, могли способствовать бо́льшей его устойчивости по отношению к высокочастотным акустическим колебаниям, что, в принципе, является положительным свойством. На демпфирование колебаний влияют и вихри, которые возникли еще до камеры сгорания. И при некоторых условиях для повышения демпфирования автоколебаний, видимо, может быть достаточно простой турбулизации потока газообразной компоненты топлива на выходе из форсунок. Однако, это же, как следует из проведенных в работе [8] оценок, привело к увеличению несгоревших остатков топлива в главной камере сгорания двигателя примерно в 1.75 раза по сравнению с вариантом конструкции РД с двумя отдельными насосами, как это было сделано в SSME. Так что требования устойчивости процесса горения топлива и его эффективности могут оказаться противоречивыми.

#### Ш. Акустические характеристики цилиндрической камеры сгорания

Рассмотрим цилиндрическую трубу, в которой одномерно и направленно движется газ от одного ее конца к другому (например, слева направо), и наложим на это течение малые (акустические) колебания газа, источник которых находится во входном (левом) сечении трубы. Будем также считать, что акустические колебания газа трехмерны и изоэнтропичны. Тогда из уравнений сохранения потоков вещества и импульса колебательные возмущения будут описываться волновым уравнением для потенциала скорости, которое в данных условиях удобно представить в цилиндрических координатах. При этом для решения уравнения должны выполняться следующие граничные условия: скорости на стенках трубы, то есть производные потенциала по ее длине и по радиусу на ее стенках должны быть равны 0 (с «точки зрения» макроскопического движения газа она открыта на торцах, а для колебаний она закрыта там твердыми стенками). Кроме того, вследствие однолистности решения значения потенциала по угловой координате при повороте на угол  $2\pi$  (при полном обороте вокруг продольной оси трубы) должны совпадать с исходным (см. книгу [1]).

Решение, после разложения в ряд Фурье, распадается на два, описывающих продольные и поперечные волны (эти названия здесь указывают на направления распространения волн относительно оси трубы, а не на взаимосвязь между направлениями возвратно-поступательных перемещений вещества и распространения волны; в этом смысле, как известно, все звуковые волны являются продольными). Для поперечных волн полученное выражение называется уравнением Бесселя, и собственные значения круговых частот стоячих волн  $\omega_{mn}$  вычисляется через корни производной функции Бесселя  $\alpha_{mn}$  [1]:

$$\omega_{\rm mn} = \frac{\alpha_{\rm mn}c}{\rm R} \,, \tag{1}$$

где с – скорость звука, R – радиус цилиндрической полости.

Именно на частотах, соответствующих стоячим волнам возникают резонансы, которые могут привести к неустойчивости автоколебательного процесса. Этих корней – бесчисленное множество, и они зависят от двух целочисленных параметров m, n = 0, 1, 2, 3,... (при m = 0 колебания являются радиальными, при n = 0 – тангенциальными, при m  $\neq$  0, n  $\neq$  0 – смешанными, при m, n = 0 колебательное решение отсутствует). Однако для практических целей, обычно интересуют корни со сравнительно малыми значениями параметров m и n (см. [1, 7]) (причины этого будут обсуждаться далее). Значения корней производной функции Бесселя при m  $\leq$  4, n  $\leq$  5 представлены в таблице 1 по данным из источника [12].

| m | n     |        |        |        |        |
|---|-------|--------|--------|--------|--------|
|   | 0     | 1      | 2      | 3      | 4      |
| 0 | -     | 3.832  | 7.016  | 10.173 | 13.324 |
| 1 | 1.841 | 5.331  | 8.536  | 11.706 | 14.864 |
| 2 | 3.054 | 6.706  | 9.969  | 13.170 | 16.348 |
| 3 | 4.201 | 8.015  | 11.346 | 14.586 | 17.789 |
| 4 | 5.318 | 9.282  | 12.682 | 15.964 | 19.196 |
| 5 | 6.416 | 10.520 | 13.987 | 17.313 | 20.576 |

Таблица 1 – Значения первых корней производной функций Бесселя ( $lpha_{mn}$  ( $m \leq 4, n \leq 5$ )

Можно отметить, что ряд тангенциальных частот (первый значимый столбец в таблице 1) ниже ряда радиальных частот (первая значимая строка этой таблицы). Очевидно, это связано с тем, что характерная длина, на которой реализуются тангенциальные стоячие волны, больше, чем та, что имеет отношение к радиальным стоячим волнам. Если считать, что характерная длина тангенциальной стоячей волны соответствует окружности, делящей площадь круга, в котором она распространяется, пополам, то ее отношение к диаметру этой окружности – характерной длине радиальной волны, составит  $\pi/\sqrt{2}$ , что всего на 2 % отличается от среднего отношения периодов колебаний по интересующим нас трем первым модам тангенциальных и радиальных колебаний. Правда, при увеличении номеров этих мод соотношение частот и оценочных длин постепенно начинает все больше отклоняться от 1.

Было показано, что значения частот, при которых наблюдаются резонансные максимумы в случае использования диссипативных математических моделей, более адекватно отображающих колебательные процессы в камерах сгорания ЖРД, близки к значениям собственных частот упомянутой выше простой консервативной модели [1] (что, впрочем, известно, из любых моделей расчета резонансных частот). К тому же: «Высоты резонансных максимумов поперечных колебаний, полученные в результате расчетов реального сопла на два порядка выше, чем при продольных колебаниях... Высоты резонансных максимумов по мере возрастания номера моды уменьшаются...» [1]. Таким образом, можно сделать вывод, что для оценки устойчивости резонансных акустических автоколебаний в первом приближении достаточно ограничиться рассмотрением только поперечных колебаний. Известно также, что затухание акустических колебаний пропорционально квадрату их частоты. Из этого, а также из второй части цитируемого чуть выше утверждения из источника [1], следует обоснование отсутствия необходимости рассмотрения собственных частот и форм высоких мод поперечных колебаний. Дальнейшее рассмотрение этого вопроса с привлечением экспериментальных данных имеется в разделе VI данной работы.

#### IV. Возникновение проблемы, осознание полного тупика и победное его преодоление

Итак, вследствие того, что потеря устойчивости работы камеры сгорания вследствие возбуждения автоколебаний должна происходить на частотах, близких к резонансным, которые определяются ее геометрией и скоростью звука в газе, на основе формулы (1) и таблицы 1 мы получили весьма простой приближенный инструмент для оценки условий, допускающих катастрофическое развитие автоколебаний. Нужно только добавить к этому инструменту процедуру оценки скорости звука в продуктах сгорания в интересующей нас зоне возбуждения автоколебаний. Оказалось удобным использовать для этого программу Сргорер [13]. При этом выяснилось, что для получения адекватных параметров устойчивости следует оценивать скорость для полностью сгоревших компонент топлива. Кроме того, целесообразно использовать в формуле (1) те параметры, которые обычно встречаются в спецификациях на РД: частота  $f = 2\pi\omega$  и диаметр камеры сгорания D = 2R, тогда она преобразуется к виду:

$$f_{mn} = \frac{\alpha_{mn}c}{\pi D}$$
(2)

Теперь попробуем применить этот инструмент для анализа конструктивных характеристик различных ракетных двигателей. Как известно, первая ракета ЖРД взлетела в США в 1926 году (Р. Годдард), в Европе (в Германии) – в 1931 году (И. Винклер), в Советском Союзе – в 1933 году (Ф. А. Цандер, С. П. Королёв). С этого времени, в первую очередь в Германии и в Советском Союзе, несколько коллективов энтузиастов стали ракеты и ракетные двигатели, а вскоре они получили и государственную поддержку – в Германии эти работы получили финансирование от военных в 1932 [14], а в СССР – в 1933 году [15]. Далее в этих странах разработки ракетных двигателей пошли с нарастающими темпами, однако в Советском Союзе они быстро уперлись в казалось бы, непреодолимый барьер. Заместитель С. П. Королёва академик РАН Б. Е. Черток писал: «Ни мы, ни американцы, ни англичане до 1945 года не умели создавать жидкостные ракетные двигатели тягой более 1.5 т» [16].

Однако Борис Евсеевич был специалистом по системам управления ракет и польстил советским разработчикам ракетных двигателей, назвав в качестве границы тягу в 15 кН. Академик РАН В. П. Глушко, который не менее полувека позиционировался, как крупнейший в стране специалист по ракетным двигателям, писал о своих разработках в те годы, что двигатель ОРМ-52 тягой 2.9 кН кг на керосине и азотной кислоте «прошел официальные сдаточные стендовые испытания» в 1933 году (в год создания Ракетного института (РНИИ)), а двигатель РД-1 для разгона самолетов при взлете на таком же топливе и с точно такой же тягой «находился в серийном производстве» с 1944 года. К тому же времени был также разработан двигатель РД-2 с тягой вдвое большей [17], который, однако, потом нигде не мог быть использован. Так что прогресс за 10 – 12 лет с момента начала серьезного финансирования подобных работ совершенно не впечатляет, особенно по сравнению с тем, что в это время было достигнуто немцами сначала в Куммерсдорфе, а затем на ракетном полигоне Пенемюнде.

Конечно, надо отметить, что разработанный под руководством Л. А. Душкина к 1942 году для ракетного истребителя-перехватчика БИ-1 двигатель Д-1-А-1100 имел тягу около 11 кН [18]. Однако и она была заметно меньше величины 15 кН, о которой говорил Б. Е. Черток. Двигатели большей тяги время от времени взрывались на стендах, так что ни о каких полетах ни крупных боевых ракет, ни в космос, о чем в начале 30-х годов мечтали советские ракетчики, не могло быть и речи, хотя, по мнению современных историков: «Родина не жалела средств на развитие ракетной техники» [19]. Видимо поэтому в 1938 году почти все руководство РНИИ – ведущей советской организации по ракетостроению подверглось жестоким репрессиям в связи «с вредительским характером деятельности» [19], выражавшемся «в умышленном затягивании сроков работ и растрате государственных средств». И кое-кто из них был расстрелян, а кто-то, как С. П. Королёв, вместо Марса (куда призывал их всех в начале 30-х годов Ф. А. Цандер) отправился на Колыму мыть золото на прииске Мальдяк до тех, пока бы не умер от истощения или не был бы убит охраной. Но, надо полагать, что причиной этого была не только атмосфера Большого террора в стране, но также и реальное отсутствие каких-либо значимых результатов в разработках РНИИ за исключением создания неуправляемых твердотопливных ракетных снарядов, да и те, в принципе, были созданы еще до организации РНИИ, а доведены до применения уже позднее, перед самой войной.

Рассмотрим теперь масштаб проблемы. Внутренний диаметр камеры сгорания двигателя OPM-52 D = 0.12 м [17]. Оценим скорость звука там величиной с  $\approx 1000$  м/с. Тогда минимальная частота колебаний, частота первой тангенциальной моды, (см формулу 2 и таблицу 1)  $\alpha_{10}$  будет равна f  $\approx 4.9$  кГц, что, как следуем из рассмотрения разных РД далее, примерно, на 25 – 40 % выше верхней границы начала возбуждения автоколебаний (f ~ 3.5 – 4 кГц). Если же при этом давлении в камере сгорания (2.5 МПа) увеличить диаметр всего-то до 0.17 м, то при геометрическом подобии можно было бы увеличить тягу РД примерно в 2 раза, но при используемой В. П. Глушко в 1933 году технологии пришлось бы выйти на границу устойчивости и с немалой вероятностью «вредительски взорвать» этот двигатель на стенде. В 1944 году, уменьшив степень изобаричности камеры сгорания (то есть, увеличив диаметр критического сечения сопла), удалось выйти на вдвое бо́льшую тягу, а Л. А. Душкину – даже на вчетверо бо́льшую, но существенно продвинуться дальше на основе существовавших принципов шансов не было – требовалось увеличение размера камеры сгорания, приводящее к снижению в ней частоты первых мод акустических

колебаний с пересечением границы возбуждения и запуску катастрофического саморазгоняющегося автоколебательного процесса.

Приведем изображения аутентичных макетов ранних ракетных двигателей В. П. Глушко из музея его имени. На рис. 1 а) показан разрез упомянутого выше первого доведенного в РНИИ двигателя ОРМ-50 (ОРМ-52 – его незначительная модификация) образца 1933 года тягой 2.9 кН [20]. Обращает на себя плохо выраженное критическое сечение очень малого диаметра, а также 4 форсунки горючего и окислителя относительно большого диаметра, крестообразно расположенные примерно в середине камеры сгорания.



Рис. 1 – Сравнение схемных решений ключевых узлов советских камер сгорания РД В. П. Глушко в период 1933 – 1944 – 1948/1952 годов

Двигатель РД-2 вдвое большей тяги, которая была достигнута в основном за счет увеличения диаметра камеры сгорания и размера критического сечения, изображен на рис. 1 b) (фотография его макета из того же музея) [21]. Кроме соответствующего увеличения также и размера сопла, его конструкция отличается только бо́льшим числом форсунок меньшего сечения (их, видимо, было 12), которые, все-таки, наконец, были немного отодвинуты от сопла. Диаметр относительно несколько более короткой камеры сгорания возрос до 0.175 м, что привело к выходу на границу акустической устойчивости двигателя и непринятия его для использования в качестве разгонщика поршневых самолетов. И это – все изменения за прошедшие 11 лет, из-за которых, к тому же, двигатель потерял устойчивость горения [21]. Так что, нисколько не оправдывая террор, можно отметить, что какие-то основания для недовольства руководства страны результатами работ по ЖРД в РНИИ объективно были: к 1938 году прошло 5 лет с момента его организации – и ничего, кроме «игрушек» не было создано, Потом прошло еще 7 лет – и снова прогресс практически отсутствовал. Хотя, конечно, ясно, что это было вызвано не «вредительским характером деятельности» разработчиков этих изделий, а просто их на тот момент низким научным и техническим уровнем, в реальности весьма малым, как показали дальнейшие события, вложением ресурсов в развитие этих технологий, а также недостаточным уровнем развития всей советской промышленности.

Однако через несколько лет появился третий советский двигатель новой серии РД-103 с тягой (как и все они) примерно в 40 раз большей, чем ранее, и с совершенно иным подходом к способу распыления топлива и общим очертаниям камеры сгорания и сопла. На рис. 1 с) представлен, по-видимому, единственный находящийся в открытом доступе чертеж ключевого элемента этого двигателя – так называемой форкамеры (она перевернута на 180° относительно камер сгорания, показанных слева). Стрелка указывают: с цифрой 1 – на распылитель окислителя, 2 – на коллектор горючего, 3 – на пояс пленочного охлаждения, 4 – на три ряда форсунок горючего [22]. Впрочем, очевидно, что этот узел был совершенно таким же и на двигателе РД-100, впервые испытанном на стенде в мае 1948 года, а сам он был сконструирован и доведен в 1938 – 1939 годах в Германии, см. рисунок ниже.



Рис. 2 – Чертеж камеры сгорания и сопла двигателя ракеты V-2

Достаточно беглого взгляда на чертеж двигателя немецкой ракеты A-4 (V-2) [23] с такой же тягой – около 245 кН у земли (дата чертежа – от 22 июля 1942 года, см. рис. 2), чтобы увидеть эти форкамеры в количестве 18 штук, а также такое соотношение диаметров камеры сгорания и критического сечения для имеющихся в двигателе условий, которое, помимо быстрого и качественного смешения топлива и устойчивости процесса горения, являлось еще одним условием, необходимым для достижения большой тяги. Да и внешний вид, размеры, характеристики и прочее у двигателей РД-100/101/103 совершенно совпадали с соответствующими атрибутами двигателя V-2 [22].

#### V. Первое решение проблемы высокочастотных автоколебаний, которое возникло само собой

Конечно, немецкие корни послевоенных как советских, так и американских ракетных двигателей ни для кого секретом не являются, также как и то, что двигатели РД-100 НПО «Энергомаш» (тогда ОКБ-456, руководимого В. П. Глушко) и XLR-41-NA-1/2 ведущей американской двигателестроительной компании Rocketdyne (впрочем, тогда еще подразделения авиастроительной компании North American Aviation) – это просто копии двигателя V-2 с использованием местных стандартов и материалов, что, однако, нисколько не умаляет все дальнейшие достижения этих организаций и их сотрудников. Однако, стоит помнить, что творцами будущей славы советского и американского ракетного двигателестроения были не только они, но и те миллионы солдат, которые легли в землю по всей Европе на пространстве от Волги до Нормандии.

Просто следует отметить, что испытания камеры сгорания этого двигателя начались еще в 1939 году [14], в октябре 1942 году ракета А-4 стартовой массы около 12.5 тонн полетела, а к апрелю 1945 года было проведено около 3255 ее боевых пусков [24]. И нет никаких свидетельств о том, что с такой конструкцией двигателя немцев хоть когда-нибудь беспокоила проблема высокочастотных акустических колебаний при том, что диаметр камеры сгорания двигателя А-4 составлял немыслимые в то время для русских и американцев 0.94 м, да и сейчас диаметры камер самых мощных ЖРД, обычно, в 2, а то и 2.5 раза меньше.

Почему же немцы не заметили проблемы, которая остановила развитие советского ракетостроения на 12 – 15 лет, по существу, сразу же после его возникновения? И ведь, возможно, оно оставалось в таком же состоянии неопределенно долгое время, если бы в конце Второй мировой войны не стало бы известно о том, что эта проблема решаема, и если победа не позволила бы получить все немецкие наработки. Представляется, что это довольно интересный вопрос истории развития современных технологий, который убедительно продемонстрировал эффективность системного подхода при реализации сложных научнотехнических проектов.

В первые 5 лет, с 1932 года по 1937, деятельность группы немецких ракетчиков под эгидой армии была довольно похожа на работу соответствующих отделов РНИИ. В Куммерсдорфе в 1934 году был разработан двигатель с тягой, аналогичной тяге первых советских РД, – 2.9 кН, после испытаний которого руководитель программы, на тот момент майор, Вальтер Дорнбергер заявил в 1936 году, что они «должны достичь очень высокого уровня распыления – чуть ли не до атомов – отдельных частей горючей смеси, которая и будет поджигаться после смешивания» [14]. Эту задачу он поставил перед Вальтером Тилем, только что вошедшим в состав команды молодым дипломированным инженером-химиком, через год после получения диплома в 1933 году защитившим и докторскую диссертацию. «Доктор Тиль принялся разрабатывать эту идею. Он нашел способ использования специальных центробежных форсунок. Через несколько дней он продемонстрировал свою систему зажигания, и я убедился, что он нашел решение проблемы» [14]. Тиль создал конструкцию, представленную на рис. 1 с), в которой окислитель (жидкий кислород) впрыскивался в зону горения через расположенный по центру распылитель с множеством мельчайших отверстий, а горючее (раствор спирта с водой) распылялось с периферии камеры сгорания поперек потока распыленного кислорода через большое количество малорасходных центробежных форсунок, в каждой из которых было по 6 очень мелких отверстий. Таким образом, он, видимо, сразу достиг современного уровня размера капель порядка 50 мкм, правда, создав довольно сложную и не очень технологичную конструкцию.

По воззрениям тех лет считалось правильным, чтобы малое количество струй горючего и окислителя (по 2 или по несколько более каждого компонента) с достаточно большим расходом сталкивались в центре камеры сгорания двигателя (см., например, рис. 1 а), 1 b)), формируя зону горения. А эта конструкция, созданная высококлассным химиком, резко контрастировала с тем, что было сделано до него. Ее предоставили для исследований нескольким инженерным колледжам и институтам, и на ее основе в 1937 году Тиль разработал двигатель с тягой 14.7 кH, вполне достаточной для его использования на малых экспериментальных ракетах А-3 и А-5, в летных испытаниях которых отработали все, что требовалось для создания «настоящей» большой боевой ракеты А-4 (V-2). При этом, похоже, Тилю сильно повезло, что в разработанной скоростной камере сгорания эти требования по тяге обеспечивались при ее диаметре, равном 0.15 м. Для используемого топлива (горючее – 75 % этилового спирта, 25 % воды, окислитель жидкий кислород в соотношении 1 к 1.25) скорость звука в продуктах сгорания составляла около 1005 м/с [13]. Поэтому нижняя частота акустических колебаний стоячей волны, возникающая в этой инновационной камере сгорания, соответствующая тангенциальной моде  $\alpha_{10}$ , по формуря (2) равна 3.9 кГц, что, как следует из экспериментальных данных, было выше границы возбуждения автоколебаний, по крайней мере, для используемого топлива при реализованных в камере сгорания двигания, по температуре..

Когда потребовались двигатели большей тяги, понимая, что изменение масштаба его конструкции приведет к ухудшению ее работы, В. Тиль стал наращивать тягу объединением стандартных модулейфоркамер в единый агрегат, и вскоре сконструировал двигатель на ~ 45 кН из трех форкамер. А весной 1939 года в Пенемюнде уже начались огневые испытания первой большой камеры с 18 форкамерами, которая стала прототипом двигателя А-4 (см. рис. 2). Испарение и сгорание топлива происходило в форкамерах и в ближайших окрестностях, когда струи продуктов сгорания имели диаметр, близкий к диаметру их срезов, а дальше в общей камере они смешивались уже по существу сгоревшими и, вылетая из сопла, создавали тягу. В большой камере жидких капель уже не было, поэтому и условий для зарождения акустических автоколебаний не было также. Таким образом, по-видимому, ни сном, ни духом не ведая о проблеме возникновения акустических автоколебаний в камере сгорания РД, химик, человек со стороны, решил ее, поставив перед собой совсем другую задачу – добиться наилучшего распыления и сгорания и сгорания топлива.

Тем не менее, немцам все же удалось достаточно близко познакомиться с высокочастотными автоколебаниями. В. Дорнбергер писал: «Профессор Бек из Дрезденского инженерного института два года разрабатывал другую конструкцию. Она была куда проще в производстве, но пока успешно работала лишь в небольших двигателях с тягой меньше 900 килограммов. В сочетании с большой 25-тонной конструкцией она оглушительно гудела, то и дело, меняя ритм и останавливаясь, а камера сгорания серьезно вибрировала во время стендовых испытаний» [14]. В этом не было ничего удивительного, так как минимальная частота спектра собственных колебаний для этой камеры диаметром 0.94 м – частота моды α<sub>10</sub> составит около 0.63 кГц, что находится внутри области частот возбуждения автоколебаний. Требования военного времени заставили сконцентрировать все усилия на максимально быстрой доводке уже готовых решений, и эти опыты были прекращены, хотя и имели последствия через несколько лет уже за Атлантикой. Вальтер Тиль стал тяготиться своей работой на ракетном полигоне, и днем 17 августа 1943 года он заявил руководству об уходе, а ночью этих же суток погиб вместе со всей своей семьей во время первого налета английской авиации на Пенемюнде [14]. Так что немецкое решение, связанное с распылением топлива и его горением, обеспечившие устойчивую работу РД, в общем, остались неизменными с 1939 года. Оно, по существу, заключались в том, что нижняя граница собственных частот небольшой форкамеры (~ 3.9 кГц) была выше,

чем верхняя граница частоты возникновения положительной обратной связи между звуковыми волнами и горением топлива.

### VI. Рифление – способ создания невидимых кольцевых форкамер

В ноябре 1945 года ВВС США пригласили 17 производителей авиационных систем представить предложения по конструкторским проработкам ракетного вооружения. Среди них оказалась и авиастроительная компания North American Aviation (NAA) – производитель Мустанга, лучшего эскортного истребителя Второй мировой войны, за время которой она построила 42 тысячи боевых самолетов. Но из-за отмены заказов после завершения войны компания столкнулась с сокращением штата со 100000 до 6500 сотрудников. И тогда ее президент Джеймс «Датч» Киндельбергер, фактически для спасения компании, решил сделать ставку на ракеты. В апреле 1946 года NAA получила контракт на ракету с дальностью полета до 800 км под обозначением МХ-770, за которым скрывался крылатый вариант ракеты V-2, в различных своих ипостасях у немцев называвшийся А-9 или А-4b. После нескольких кардинальных пересмотров проекта этого изделия оно превратилось в двухступенчатую сверхзвуковую межконтинентальную ракету Navaho с воздушно-реактивными двигателями, разработка которой в итоге была прекращена в 1957 году. Однако, в контексте рассматриваемого вопроса нас интересует только то, что в связи с этим проектом в компании NAA возникло подразделение, занявшееся созданием ракетных двигателей [25]. Выросшая из него в дальнейшем компания Rocketdyne через 15 – 25 лет создала те американские ракетные двигатели, с помощью которых первый американец вслед за Ю. А. Гагариным оказался на орбите, и первый человек ступил на поверхность Луны.

В этом подразделении быстро пришли к выводу, что отправной точкой должны стать передовые на тот момент немецкие технологии. К концу 1946 года они получили первые 2 двигателя V-2 модели 39, которые были разобраны и снова собраны, при этом американские авиаинженеры не постеснялись назвать их «инженерным хламом», однако эта модель, тем не менее, была срочно запущена в производство под индексом XLR41-NA-1. А осенью 1947 года на основе более поздней модели V2-39a началось проектирование уже третьей версии двигателя (Mark III) той же тяги, но меньшей массы. При этом к работам активно привлекались ведущие немецкие ракетчики из группы фон Брауна, которая в количестве 118 человек перебралась за океан в самом конце войны. Дитер Хузель, близкий соратник фон Брауна, был нанят компанией NAA в качестве штатного сотрудника, чтобы «лучше координировать работу их двигателеного подразделения с немецкой командой», которой руководил Вальтер Ридель III, и в которую вошли те специалисты из группы фон Брауна, что разрабатывали двигатели для V-2 [26].

Среди них был и Конрад Данненберг [27], который в Пенемюнде работал с тем самым профессором Беком, упомянутым в книге Вальтера Дорнбергера [14]. Как следует из анализа имеющихся источников [14, 25, 27], в период с 1941 года по 1943 они занимались плоской смесительной головкой, чтобы вместо 18 выступающих колпаков-форкамер иметь намного более простую и технологичную конструкцию, однако высокочастотные автоколебания, как и следовало ожидать, не позволили тогда им этого сделать. А вскоре Ридель III стал еще одним штатным немецким сотрудником компании NAA, и немецкий источник [27] утверждает, что именно он руководил не только немецкой командой, но и всей разработкой ракетного двигателя компании NAA 75-110 или XLR43-NA-1 в обозначениях ВВС США. И через 3 с половиной года после начала работ был достигнут первый большой успех, связанный с плоскими смесительными головками: «Эта нестабильность горения в большой камере сгорания не была преодолена немцами до конца войны. Однако североамериканские инженеры нашли решение, и к марту 1951 года проблема неустойчивого горения была решена. Это стало важной вехой – впервые североамериканская команда столкнулась с важной проблемой, которую не смогли решить немцы, и решила ее» – так с пафосом написано в американском источнике [25]. И действительно, почему бы Данненбергу и Риделю не стать теми самыми «североамериканскими инженерами», ведь после организованной сдачи в плен группы фон Брауна они к тому времени уже не менее 5 лет находились в Северной Америке?

Но это решение проблемы высокочастотных автоколебаний действительно было одним из двух или трех самых изящных среди всех возможных, но одновременно и самым ограниченным по применению, а также в наше время почти совершенно неосознаваемым как первое решение для плоской головки, по крайней мере, за пределами США. Оно заключается в том, что все малорасходные форсунки размещены на «почти плоском» огневом днище камеры сгорания по концентрическим окружностям (см. рис. 3), причем, в соответствии с источником [28] кольца форсунок горючего чередовались с кольцами форсунок окислителя («The rings alternated between fuel and oxidizer...»). Кроме того, между кольцами форсунок в днище были сделаны кольцевые углубления прямоугольного поперечного сечения (см. рис. 4) [29], так что возникло своеобразное осесимметричное рифление огневого днища камеры сгорания. На рис. 3, 4 показана такая плоская (но рифленая) смесительная головка двигателя NAA (Rocketdyne) 75-110.



Рис. 3 – Смесительная головка двигателя NAA 75-110



Рис. 4 – Фрагмент смесительной головки двигателя NAA 75-110

При этом ее верхняя часть выполнена так, как с тех пор это делается всегда: верхняя крышка камеры сгорания образует полость для одной из компонент топлива (обычно окислителя). Далее идет плоское промежуточное днище, которое вместе с нижним огневым днищем образует цилиндрическую полость

сравнительно малой высоты, в которую со стороны ее торцов поступает другой компонент (обычно горючее из рубашки охлаждения камеры сгорания). Этот второй компонент подается в зону горения просто через отверстия в огневом днище, а первый компонент поступает туда же через множество форсунок – трубочек, пересекающих цилиндрическую полость. И вся проблема состоит в том, чтобы потоки вступающих в реакцию горения горючего и окислителя были организованы таким образом, чтобы, несмотря на большой поперечных размер камеры сгорания в ней не возникали автоколебания. А для этого необходимо, чтобы собственные частоты поперечных стоячих волн, образующиеся в ней, были бы не ниже 3.5 – 4 кГц.

Так как полноценная теория возникновения высокочастотных автоколебаний в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей отсутствует до сих пор, вряд ли кто-то сможет доказательно объяснить, почему такое чередование колец форсунок горючего и окислителя и рифление огневого днища работало в течение примерно 10 лет до конца 50-х годов XX века, а затем, вдруг, работать перестало. Однако, качественное объяснение процесса, происходившего вблизи плоского рифленого огневого днища американских ракетных двигателей достаточно очевидно. Суть его состоит в организации гетерогенной газово-капельной структуры в сплошной среде. Потоки капель горючего и окислителя, расширяясь после выхода из форсунок, образуют чередующиеся кольцевые зоны, обладающих различными физико-химическими свойствами. При дальнейшем расширении и самопересечении этих зон, возможное только в радиальном направлении, возникают разделенные кольцевые зоны горения, которые сливаются в сплошную область горения только после того, как испарение жидких капель и первичное возгорание возникающих при этом источников микровзрывов уже закончилось.

То есть, на режиме испарения капель и первичного зажигания тангенциальные моды поперечных звуковых волн вследствие геометрии однородных кольцевых зон сплошной среды могут распространяться только в виде продольных волн в узких каналах, где нет горения, и, поэтому, не влияя на него, а волны радиальных мод частично отражаются или значительно ослабляются при многократном пересечении границ кольцевых зон, химический состав, давление плотность и температура которых различны. Поэтому в первом приближении можно считать, что стоячие волны, потенциально способные активизировать пульсационное горение, образуются только поперек этих колец, радиус кривизны которых, исключая небольшую область в окрестности центра камеры сгорания, много больше, чем их ширина. Поэтому приближенно можно рассматривать волны в плоском резонаторе, и, тогда, по порядку величины, частота колебаний радиальной (или, при ином взгляде на волну – плоской) моды п будет не меньше:

$$f_n \ge \frac{nkc}{2D}$$
, (3)

где k – число колец из рядов форсунок. Нас, по существу, интересует только первая, полуволновая мода при n = 1. Для двигателя NAA 75-110 на спирте и кислороде скорость звука с  $\approx$  1005 м/с [13], D = 0.94 м, число рядов форсунок k = 18 и минимальная частота звуковых колебаний будет не ниже f  $\approx$  9.5 кГц, что находится далеко за границами области возбуждения автоколебаний.

Но все эти границы между областями капельно-газовой смеси в различных состояниях являются значительно более «мягкими» и менее устойчивыми, чем жесткие металлические стенки форкамер Тиля, поэтому для того, чтобы звуковые волны сами не разрушили эти чередующиеся структуры в сплошной среде, желательно чтобы волны затухали как можно быстрее. При этом кольцевые канавки между рядами форсунок стабилизируют границы, в которых газ, состоящий из продуктов сгорания, остается сравнительно малоподвижным, и увеличивают размеры застойных зон. И эти зоны разграничивают кольцевые зоны горения вплоть до перемешивания уже полностью сгоревшего топлива. Они довольно похожи на застойные области, возникающие при обтекании тел с плоским донным срезом, быстро движущихся в потоке газа. Как известно, в них возникают течения, продуцирующие на своих границах заметное вихреобразование [30], а вихри, турбулизирующие поток, как указано в разделе II работы, приводят к увеличению демпфирования звуковых колебаний в потоке газа [7]. Так что вся эта гетерогенная структура из кольцевых зон горения, застойных областей и турбулентных слоев между ними, как продемонстрировано экспериментально, в определенном диапазоне параметров ракетных двигателе не позволяет запуститься механизму возбуждения автоколебаний.



Рис. 5 – Смесительная головка двигателя NAA 75-110-А6/А7

В более поздних версиях моделей смесительной головки такого типа на двигателях NAA 75-110-A6/A7 1958/1960 годов возникло еще одно усложнение ее структуры: судя по ее изображению на рис. 5 из источника [28] кольца из форсунок окислителя с уменьшенным расходом остались, а кольца форсунок горючего были дополнены форсунками окислителя по одной в группу из двух форсунок горючего, то есть образовали ясно видимые на рис. 5 триплеты («...the Redstone engine employed a flat-faced injector (with a triplet injector pattern, with two fuel streams ...on each oxidizer stream»)) [31] (центральное и крайнее внешнее кольца форсунок горючего были выполнены с несколько другим соотношением числа форсунок).

Очевидно, что более крупные черные точки на рис. 5 – это форсунки горючего (раствора спирта в воде), а намного более многочисленные, но меньшие по размеру более светлые точки – это форсунки окислителя (жидкого кислорода), расход которого в этом двигателе был на 32 % больше расхода разбавленного спирта. В итоге, возникла еще более изощренная периодическая газово-капельная структура, оценки минимальной частоты стоячих звуковых волн для которой по формуле (3) в первом приближении, по-видимому, могут быть еще достаточно адекватными, так как шаг между возникающими в ней кольцами пламени все равно не может быть больше, чем D/k.

Используя описанный выше подход, отделившаяся к тому времени от NAA компания Rocketdyne триумфально последовательно развивала по существу одну и ту же модель РД, только сменив спирт на керосин и непрерывно увеличивая давление в камере сгорания. Уже к 1956 году был создан двигатель E-1 с тягой на уровне моря около 1.7 MH, который прошел стендовые испытания, но вскоре этот проект был закрыт [32], а на его базе с 1957 года стал создаваться крупнейший в мире до сих пор серийный однокамерный двигатель F-1, первое огневое испытание которого прошло в марте 1959 года [33]. При этом следует отметить, что на отработку стабильной работы камеры сгорания E-1 пришлось затратить 1.5 года [32] – видимо, тогда и появились триплеты форсунок в кольцах, где ранее подавалось только горючее. Смена в качестве горючего спирта на керосин и увеличение давления в камере сгорания примерно в 2 раза

не повлияло сильно на устойчивость процесса горения, хотя, скорее всего, появление триплетов, это – ответ на некоторый рост частоты верхней границы области возбуждения акустических автоколебаний.

Предваряя дальнейшее рассмотрение акустической устойчивости камер сгорания ЖРД, следует признать, что рифление огневого днища их смесительных головок, собственно говоря, оказалось только способом формирования из большого количества малорасходных форсунок кольцевых структур, которые, в свою очередь, создают периодические кольцевые структуры в газово-капельной среде камеры. И эти «мягкие» кольцевые структуры «запирают» стоячие звуковые волны в узких слоях между своими границами, что приводит к тому, что их частоты оказываются много выше частот возмущений, возникающих при горении топлива. Поэтому разрывается положительная обратная связь между горением и акустикой, и автоколебания в продуктах сгорания не возникают. И, как оказалось в дальнейшем, для создания этих газово-капельных структур рифление огневого днища смесительной головки камеры сгорания не является строго обязательным, но как условный термин используется в данной работе для краткого обозначения такого способа подавления акустических автоколебаний.

#### VII. Перегородки, открывшие путь к Луне

После объявления 25 мая 1961 года президентом США Джоном Кеннеди национальной цели «высадить человека на Луну и благополучно вернуть его на Землю» [34] значение программы создания двигателя F-1 выросло кардинально – никаких вариантов полета к Луне без него не было. Создание двигателя F-1 продолжалась 7 лет, в течение которых почти до самого конца работ приходилось непрерывно бороться с неустойчивостью горения. Испытываемый двигатель был оснащен датчиком, который отключал его при обнаружении нестабильности работы. В течение трех лет на испытаниях проводилось постепенное увеличение тяги, и, наконец, в мае 1962 года двигатель достиг ее проектного значения. В течение этого периода развития проекта смесительная головка двигателя имела плоскую поверхность с рифлением и с расположением форсунок в конфигурации триплет/дуплет в стиле NAA 75-110-A6/A7 или E-1, и за это время 7 раз отмечались короткие периоды нестабильности горения [35]. Их последствия можно видеть на рис. 6, представляющем собой кадр из видео [36].



Рис. 6 – Вид плоской смесительной головки двигателя F-1 в конфигурации форсунок триплет/дуплет после испытаний

Тем не менее, цель, как казалось руководителям проекта, была практически достигнута. Но 28 июня 1962 года случилась катастрофа. В результате возникновения акустических автоколебаний оба топливных трубопровода оторвались, и в из-за возникшего пожара двигатель был полностью разрушен. Затем последовало еще десять таких эпизодов, каждый из которых нанес значительный ущерб; два из них снова привели к полному разрушению двигателя и сильным повреждениям испытательного стенда [35]. Так что дотоле успешное «вышивание бисером» по плоским смесительным головкам, – рифление и особое размещение форсунок двигателю F-1 не помогло. Собственно говоря, этого следовало бы ожидать: расход топлива в F-1 в 16.3 раза превышал соответствующий параметр рассмотренных выше двигателей NAA 75-110-A6/A7, а площадь поперечного сечения камеры сгорания у F-1 была только на 16.5 % больше (см.

[37]). При этом давление в камере сгорания увеличилось в 3.5 раза, а число колец форсунок выросло с 18 до 28. Кроме того, из-за значительного роста диаметра форсунок, необходимого для обеспечения заданного расхода топлива, канавки между кольцами форсунок резко сузились (см. рис. 4 и 6), так что рифление смесительной головки стало по существу формальным как дань следования традициям. Так что гетерогенная газово-капельная структура, которая должна была бы препятствовать возникновению акустических автоколебаний, стала иной, с гораздо бо́льшим числом не столь явно выраженных кольцевых слоев, вследствие чего в двигателе F-1 она перестала надежно демпфировать акустические колебания.

В тот момент проблемы F-1 стали центральными во всем проекте полета на Луну. Поэтому был создан специальный комитет «Project Go», в который вошли множество ученых, инженеров и специалистов по горению со всей страны. Ключевой идеей стало, возникшее внезапно и неизвестно у кого предложение делить смесительную головку на отдельные зоны с помощью специальных перегородок (baffles). Тут же начались беспрецедентные по интенсивности экспериментальные работы: «Компания Rocketdyne приступила к обширной программе исследований, в рамках которой было проведено 2000 испытаний 210 различных конструкций форсунок, включая 15 различных конструкций перегородок и 14 конфигураций форсунок. В этом процессе использовались высокоскоростные высокочастотные приборы для обнаружения доминирующих акустических мод F-1 (и измерения их частот – авт.). В конце концов, разработчики F-1 наткнулись на конфигурацию форсунок и перегородок, которая не проявляла спонтанной нестабильности» [35]. При этом ячеек на огневом днище смесительной головки, созданных перегородок под индексом f, ее можно видеть на рис. 7.



Рис. 7 – Смесительная головка двигателя F-1 конфигурации f-триплет/дуплет

По числу испытаний – 1340 из ~ 2000 [35], можно сделать вывод, что окончательной стала конфигурация форсунок дуплет/дуплет (парные группы форсунок как горючего, так и окислителя), см. рис. 8 [38], более простая, чем изначальная конфигурация триплет/дуплет, представленная на рис. 7. Вдобавок, давление на выходе из форсунок горючего стало больше, чем на выходе форсунок окислителя [38].



Рис. 8 – Фрагмент варианта смесительной головки двигателя F-1 конфигурации f-дуплет/дуплет

Кроме того, на смесительную головку регулярно летавшего в составе уже принятой на вооружение ракеты Atlas двигателя LR-89 были установлены перегородки в конфигурации, весьма похожей на вариант *f* (с учетом почти вдвое меньшего диаметра этой головки). И уже через 12.5 месяцев после первой катастрофы F-1 на стенде в июле 1963 года был совершен успешный запуск ракеты, в двух двигателях которой были установлены такие перегородки. Об этом более подробно рассказано в следующем разделе работы.

В конфигурации перегородок *f* двигатель F-1 показал, наконец, устойчивую работу, и в декабре 1964 года его испытания были завершены. Затраты на его разработку составили беспрецедентную сумму и превысили \$4 миллиарда (которые в настоящее время соответствуют сумме порядка \$25 миллиардов), то есть они достигали около 1/6 от всех затрат на американскую программу высадки на Луну, и примерно равнялись стоимости всей аналогичной советской программы [33, 34]. Но нужный результат был достигнут – путь к Луне был открыт.

# VIII. Анализ частотных характеристик двигателей F-1 и LR-89-7

Рассмотрим выбранную после беспрецедентной экспериментальной работы конфигурацию f смесительной головки двигателя F-1, воспользовавшись тем, что весьма немногие, но важнейшие ее частотные характеристики оказались доступны. В ней перегородки делят ее поверхность на 13 ячеек, причем центральный круг имеет диаметр  $d_1 = 0.175$  м, а 12 сегментальных ячеек – практически одинаковы по площади, и их эффективный диаметр (диаметр равного по площади круга) –  $d_2 = 0.29$  м. При этом внутренний диаметр самой смесительной головки D = 1.015 м. [37]. Применим метод, описанный в разделе III данной работы, для оценки собственных частот первых мод колебаний для этой конфигурации двигателя:

$$f_{mn} = \frac{\alpha_{mn}c}{\pi d_{i}}, \qquad (4)$$

где ј = 1, 2 – индекс группы рассматриваемых ячеек смесительной головки.

Если все ячейки примерно одинаковы, то в первом приближении можно считать, что

$$d_i = \frac{D}{\sqrt{i}},$$

где i – число ячеек, на которые разделяется смесительная головка. Если же нужно более точно определить характерный размер ячеек, которые достаточно сильно различаются по размерам, как, например, в рассматриваемом случае, то используем более точную формулу:

$$d_2 = \sqrt{\frac{D^2 - d_1^2}{i - 1}}$$

В продуктах сгорания керосина в кислороде при отношении масс окислителя и горючего 2.27, скорость звука в полностью сгоревшем топливе составит около 1235 м/с [13]. Тогда по формуле (4), используя таблицу 1 значений корней производной функций Бесселя  $\alpha_{mn}$ , составим таблицу двух наборов собственных частот нескольких первых мод поперечных акустических колебаний для двигателя F-1. Первая частота из пары соответствуют диаметру цилиндрической камеры  $d_1 = 0.175$  м, а вторая – диаметру  $d_2 = 0.29$  м.

| m | n               |           |           |           |                   |  |
|---|-----------------|-----------|-----------|-----------|-------------------|--|
|   | 0               | 1         | 2         | 3         | 4                 |  |
| 0 | -               | 5.2/8.6   | 9.5/15.8  | 13.8/22.9 | 18.1/29.9         |  |
| 1 | 2.5/4.1         | 7.2/12.0  | 11.6/19.2 | 15.9/26.3 | 20.1/33.4         |  |
| 2 | <b>4.1</b> /6.9 | 9.1/15.1  | 13.5/22.4 | 17.9/29.6 | 22.2/36.7         |  |
| 3 | 5.7/9.4         | 10.9/18.0 | 15.4/25.5 | 19.8/32.8 | <b>24.1</b> /40.0 |  |
| 4 | 7.2/11.9        | 12.6/20.9 | 17.2/28.5 | 21.6/35.9 | 26.0/43.1         |  |
| 5 | 8.7/14.4        | 14.3/23.6 | 19.0/31.4 | 23.5/38.9 | 27.9/46.2         |  |

Таблица 2 – Собственные частоты первых мод акустических колебаний в камере сгорания F-1 (в кГц)

Известно, что в двигателе F-1 наблюдались колебания с частотами от 4 кГц до 24 кГц [33]. Это единственные известные нам данные о частотах, возникавших в камерах сгорания анализируемого здесь двигателя F-1. Сравнивая расчетные оценки частот из таблицы 2 и экспериментальные данные, мы видим, что если исключить частоту  $f_{10}$  для сегментальной ячейки, то нижняя граница расчетных частот практически совпадает с экспериментальной. Отсутствие первой тангенциальной моды  $f_{10}$ , соответствующей диаметру  $d_2 = 0.29$  м, можно объяснить тем, что в сегментальных ячейках, по форме сильно отличающихся от круга, она не возбуждается. В то время как в центральной круговой ячейке, где, очевидно, нет никаких препятствий для ее возбуждения, ее частота  $f_{10} = 4.1$  кГц, что хорошо соответствует экспериментальным данным. Практически ту же частоту имеет мода  $f_{20}$  в сегментальных ячейках. В таблице 2 обе эти моды выделены жирным шрифтом, так как они соответствуют нижней границе возбуждаемых частот. Частота  $f_{34}$  смешанной моды для крупных ячеек также выделена жирным шрифтом, как практически совпадающая с верхней границей частот, зафиксированных экспериментально. Частота первой тангенциальной моды  $f_{10}$ , соответствующия сегментальных экспериментально. Частота первой тангенциальной моды  $f_{10}$ , соответствующие в реальности.

Представление о том, что крутильным возвратно-поступательным (колебательным) движениям газа на первой тангенциальной моде (то есть, во всем объеме сегментальных ячеек) мешает их форма с четырьмя углами, где этим движениям препятствуют стенки ячейки, кажется вполне естественным. И это – важный экспериментальный результат, полученный при создании двигателя F-1. Причины отсутствия частот выше 24 кГц достаточно подробно обсуждалась в разделе III данной работы. Таким образом, в таблице 2 представлено 29 мод, для которых потенциально возможны 58 собственных частот, из которых, в степени, достаточной для фиксации датчиками, видимо, реализовалось 43. Кроме того, конечно были еще более высокие тангенциальные моды при m > 5, не вошедшие в таблицы 1 и 2, а также добавляющиеся к ним смешанные моды со значениями параметра n < 3. Далее, так как формы сегментальных ячеек внутреннего и внешнего колец несколько отличаются, то в более точной числовой модели расчета должно быть обнаружено расщепление их собственных частот на сравнительно близкие дуплеты. Но все эти тонкости для на сейчас не имеют никакого значения.

Важно только то, что простейшая оценка частот собственных поперечных колебаний (без учета сдвига резонансных частот вследствие диссипации) приводит к тем же их граничным значениям (4.1 – 24.1 кГц), какие были измерены в натурном эксперименте при работе двигателя F-1 (4 – 24 кГц). Поэтому можно заключить, что предложенный метод оценки собственных частот может использоваться для предварительных оценок границ устойчивости высокочастотных звуковых колебаний в цилиндрических и близких к ним камерах сгорания ЖРД.

Теперь, если внимательно присмотреться ячейкам огневого днища смесительной головки двигателя F-1, то в них можно легко увидеть рудиментарные форкамеры Тиля, особенно, если учесть, что скорость звука в продуктах сгорания керосина в этом двигателе примерно в 1.225 раза больше, чем в продуктах сгорания спирта V-2. Поэтому диаметр форкамеры 0.15 м Тиля сразу же должен был быть заменен на 0.18 м, что практически совпадает с величиной  $d_1$  центральной ячейки огневого днища F-1. А то благоприятное обстоятельство, что первая тангенциальная мода не запускается в угловатых сегментах остальных ячеек огневого днища смесительной головки, позволило увеличить их характерный диаметр  $d_2$  на отношение значения второго (по параметру m) корня производной функции Бесселя f<sup>r</sup><sub>mn</sub> к первому, то есть на отношение  $\alpha_{20}/\alpha_{10}$  или в 1.66 раза до 0.29 м. Следует также отметить, что после введения перегородок или, иными словами, рудиментарных форкамер, стало возможным отказаться от таких хитроумных конфигураций форсунок как триплет/дуплет. Для упрощения технологии производства двигателя F-1 можно было бы, конечно, еще отказаться и от рифления его огневого днища, потерявшего всякий смысл, но руководители этого проекта посчитали для себя более выгодным сохранить эту его атавистическую черту, пришедшую еще от двигателя NAA 75-110.

Так что, если бы руководители программы создания F-1 уделили бы большее внимание развитию хотя бы простейших теоретических моделей процесса нестационарного горения в цилиндрических камерах типа описанной в данной работе, то они бы могли не занимать персонал экспериментальной отработкой всех 15 вариантов расположения перегородок, сразу оставив из них для дальнейшего рассмотрения только 3 или 4: e, f, h и, может быть, i (см. рис. 9 из источника [35]), сэкономив, видимо, не слишком малую толику из израсходованных ими более чем \$4 (~ \$25 современных) миллиардов.



**Рис. 9** – Исследованные конфигурации ячеек огневого днища двигателя F-1 (порядок представленных здесь вариантов конфигурации перегородок от *a* до *l* определяется числом ячеек смесительной головки – от 3 до 81; выпадением из общего ряда привлекает внимание вариант *h*, к тому же единственный из всех с нехарактерными для Rocketdyne коаксиальными (coaxial), а, значит, двухкомпонентными форсунками)

Так как летный эксперимент с двигателем LR-89 в разгар экспериментальных работ по выбору конфигурации перегородок смесительной головки F-1, очевидно, был важен для окончательного решения, рассмотрим также смесительную головку двигателя компании Rocketdyne LR-89-7 ракеты Atlas E/F (см. ниже рис. 10) [39]. На ней можно легко увидеть те же перегородки в конфигурации, промежуточной между окончательным вариантом f и близким к нему, но более консервативным (с бо́льшим числом ячеек) вариантом i для двигателя F-1. Конечно, в отличие от смесительных головок F-1 тут имеется только одно кольцо внешних сегментальных ячеек, но это легко объясняется тем, что диаметр этой смесительной головки намного меньше, чем у F-1, и равен D = 0.53 м, так что внешний пояс ячеек здесь не нужен.

Но сама она спроектирована совершенно аналогично – диаметр ее центральной ячейки такой же, как и у головки F-1 ( $d_1 = 0.175$  м), топливо – то же, керосин-кислород с практически тем же соотношением расходов окислителя и горючего – 2.25 [40], и скорость звука там такая же – с  $\approx 1235$  м/с [13]. Поэтому и частота первой тангенциальной моды, определяющая нижнюю границу собственных частот, естественно, та же самая –  $f_{10} = 4.1$  кГц. И весь остальной ряд частот из таблицы 2 (вторые числа из пары) должен быть точно таким же, как у F-1. Только частота  $f_{10}$  для сегментальных ячеек (как и весь ряд первых чисел из пары) были выше, так как их характерный размер меньше –  $d_2 = 0.205$  м – больше просто не влезало в эту головку при таком количестве ячеек. Так что нижняя граница собственных частот в этих ячейка  $f_{10} \approx 3.5$  кГц – это было где-то на границе устойчивости, если бы не было запрета на возбуждение этой моды в сегментальных ячейках. Тем не менее, в этой смесительной головке все сделано с достаточным пониманием существа дела, может быть, за исключением нюансов, в которых удалось разобраться только после проведения дальнейших

экспериментов на стенде в 1963 году. Следует также отметить, что в этой смесительной головке также не наблюдается никаких триплетов из форсунок, то есть, по сути она почти совпадает с окончательным вариантом *f* – дуплет/дуплет головки двигателя F-1.



Рис. 10 – Смесительная головка двигателя LR-89-7

Казалось бы, и что тут особенного, если разработчики варианта двигателя LR-89-7 являлись теми же самыми людьми, что работали и над F-1? Однако, следует отметить, что программа разработки F-1 завершилась к декабрю 1964 года, а первый полет ракеты с самой последней версией этого двигателя LR-89-7 произошел 12 июля 1963 года, всего лишь через 12.5 месяцев после первой катастрофы F-1 на стенде. Это означает, что компания Rocketdyne вполне резонно решила параллельно с интенсивной экспериментальной отработкой с принципиально новой схемы смесительной головки F-1 на стенде проверить хотя бы один ее вариантов на доведенном до кондиции двигателе с меньшей на порядок тягой. Но тогда, все это означает, что версия LR-89-7 должна была начать строиться не позднее, чем месяцев через 6 – 8 после первой катастрофы.

Таким образом, в течение 11 лет (в период 1951 – 1962 годов) американские конструкторы ЖРД использовали и совершенствовали только один, безусловно, изящный способ подавления акустических автоколебаний в камере сгорания – с рифлением смесительной головки и оптимизацией расположения однокомпонентных форсунок. И когда в ключевой программе двигателестроения того времени этот метод дал сбой на смесительной головке беспрецедентных размеров, когда было совершенно неясно, что же теперь делать, из-за чего пришлось создавать специальный межведомственный комитет «Project Go», когда после первого случая на стенде произошло еще десять наносивших значительный ущерб аварийных эпизодов (с двумя полными разрушениями двигателяя), уже в том же году или в самом начале следующего стала строиться новая версия старого двигателя, в котором вполне квалифицированно как в качественном, так и в количественном аспектах была спроектирована смесительная головка для реализации совершенно нового способа подавления акустических автоколебаний. И это еще через полгода позволило успешно запустить ракету с двумя такими двигателями. Пожалуй, эти сроки фактического решения критической проблемы и являются главной тайной программы Apollo.

После ее завершения интерес к мощным керосин-кислородным ракетным двигателям, в камерах сгорания которых, в основном, и возникали разрушительные автоколебания, в США резко снизился в связи с тем, что в разгонных блоках там стали использоваться твердотопливные двигатели, как более простые и, как считалось, более надежные, а в верхних ступенях – водородно-кислородные, как более эффективные.

Рассмотрению проблем акустической устойчивости водородно-кислородных ЖРД посвящен раздел XI данной работы.

А относительно низкочастотные колебания и вибрации в твердотопливных двигателях хотя и имеют, в целом, более высокий уровень, чем в жидкостных ракетных двигателях, но, судя по имеющимся открытым данным, разрушительные высокочастотные автоколебания в них обычно не возникают, в основном, видимо, из-за наличия в продуктах сгорания большого количества конденсированной фазы – мельчайших капелек и твердых частичек [8], которые эффективно рассеивают и поглощают звук.

#### IX. Долгий извилистый путь к ненадежной устойчивости и переписыванию прошлого

Теперь нам следует рассмотреть, как проблемы подавления акустических автоколебаний в камерах сгорания ЖРД решались в Советском Союзе после ознакомления в 1944 – 1945 годах советских ракетчиков с немецкими достижениями. После копирования двигателя V-2 с использованием советских материалов и стандартов (серия РД-100, РД-101, РД-103) и, параллельно с ним (доведение РД-103М – более продвинутой версии двигателя V-2 продолжалось вплоть до 1955 года [41]), в 1947 году (когда подразделение компании NAA еще только приступило к копированию двигателя V-2) в ОКБ-456 начали разрабатывать первый керосин-кислородный двигатель РД-110 с тягой около 1.2 МН. В нем на верней половине сферической камеры сгорания было установлено 19 плоских смесительных элементов диаметром 0.20 м [41] (те же 18, но уплощенных форкамер Тиля – 6 по внутренней окружности и 12 – по внешней, и еще одна – в центре вместо свечи зажигания в двигателе V-2). При таком диаметре смесительных элементов нижняя частота моды  $f_{10} \approx 3.6$  кГц находится примерно на границе возбуждения акустических автоколебаний, и, наверняка этот двигатель их бы не избежал – диаметр этих элементов, как следует из соотношения скоростей звука в продуктах сгорания этих двигателей, не должен был превышать 0.18 м. Похоже, руководитель ОКБ-456 В. П. Глушко тогда еще совершенно не понимал механизм возбуждения акустических автоколебаний. Однако, из-за проблем с охлаждением двигатель не был доведен до стадии огневых испытаний, и проект в 1951 году был закрыт [41].

А первый случай взрывного разрушения двигателя в практике послевоенного советского ракетного двигателестроения вследствие возбуждения акустических автоколебаний произошел в 1948 году в ОКБ-2, руководимом А. М. Исаевым, при огневых испытаниях двигателя для зенитной управляемой ракеты. Сотрудники этого ОКБ, как писал в воспоминаниях сам А. М. Исаев, создав двигатель с тягой ~ 20 кН, не сомневались в том, что сделать двигатель с тягой в 5 – 10 раз бо́льшей в принципе так же просто. «Поэтому с легким сердцем» они спроектировали двигатель с тягой ~ 80 кН. «И скрывавшийся ранее «зверь» рыкнул на первом же пуске ... так, что вылетели стекла, и чуть не рухнула крыша сборочного ангара, находившегося рядом» [42].

Можно полагать, что этот эпизод не остался незамеченным В. П. Глушко, и в рамках работы над двигателем РД-110 в ОКБ-456 с целью прояснения опытным путем основных процессов, связанных с созданием реактивной тяги, в 1949 году была создана экспериментальная модельная камера ЭД-140 с тягой примерно такой же величины – около 70 кН, что и двигатель, взорвавшийся у А. М. Исаева, причем весьма оригинальной конструкции (см. рис. 11 а), 11 b)) [41, 43]. И именно работа с ней сделала этот путь для ОКБ-456 в части борьбы с акустическими автоколебаниями чрезмерно извилистым. Внутренний диаметр камеры сгорания этого объекта составлял 0.24 м при ее длине около 0.7 м. Таким образом, отношение длины камеры сгорания к ее диаметру было необычайно большим – примерно 2.9, что резко контрастировало с предыдущей разработкой – сферической камерой сгорания двигателя РД-110 (его можно видеть у левого края рис. 11 с)). Камера была настолько длинной, что на опубликованном ее чертеже был сделан разрыв, и вся ее средняя часть (около 2/3 длины) была удалена [41] для того, чтобы она хотя бы визуально болееменее соответствовала привычным глазу современного специалиста пропорциям (см. рис. 11 b), на котором оставшиеся части камеры были перемещены в их истинное положение для иллюстрации ее полной дины). После этого «вырезания середины» пропорции камеры стали весьма походить на пропорции камер сгорания широко известных двигателей РД-107/108 (см. далее). Но фотографии рис. 11 а) и 11 с) (справа внизу) демонстрируют реальный вид экспериментальной камеры ЭД-140.

Так как внутренний диаметр камеры ЭД-140 составлял 0.24 м, а скорость звука в продуктах сгорания при соотношении компонент топлива кислород/керосин 2.65 – 2.7 [41] была около 1205 м/с [13], ней должна была возникать первая тангенциальная мода собственных колебаний с частотой  $f_{10} \approx 2.95$  кГц, что обеспечивало возбуждение акустических автоколебаний. Но случилось так, что автоколебаний в ЭД-140 не было. Этот факт как будто бы противоречит всем оценкам, описанным в предыдущих разделах данной работы. Но, на самом деле, он показывает, что реальность бывает сложнее, чем описывающие ее простые модели. Ниже мы попытаемся объяснить этот феномен, а пока расскажем, что происходило дальше в советском ракетном двигателестроении в области борьбы с акустическими автоколебаниями.



Рис. 11 – Экспериментальная камера ЭД-140 и двигатели РД-110 и РД-105

После экспериментального обнаружения устойчивости процесса горения в ЭД-140, а также после закрытия программы амбициозного двигателя РД-110, в 1952 году В. П. Глушко начал создавать керосинкислородные двигатели РД-105/106, хоть и вдвое меньшей тяги (0.54/0.52 МН у земли [42]), но вполне подходящие для выполнения двух постановлений Совета Министров СССР от 4 декабря 1950 года и от 13 марта 1953 года о создании двухступенчатой межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) пакетной схемы со стартовой массой 170 т (по второму постановлению). На первую ступень было достаточно поставить четыре двигателя РД-105, а на вторую – один РД-106 (тот же самый двигатель, но в высотном исполнении) [41].

После победы над автоколебаниями в экспериментальной камере В. П. Глушко с вновь возникшими надеждами взялся за разработку двигателей РД-105/106. В них он повторил «чудесные пропорции» камеры сгорания ЭД-140, только увеличил их в 2.5 раза – диаметр стал равен 0.60 м, а длина – около 1.7 м (!) – изображение РД-105 можно видеть в центре рис. 11 с), а также на рис. 11 d) [42]. Конечно, двигатель со своим трубообразным навершием выглядел тогда, а тем более, выглядит сейчас весьма странно, однако что ни сконструируешь, чтобы повторить успех, достигнутый с ЭД-140? Но, к сожалению, В. П. Глушко забыл одновременно увеличить и скорость звука в продуктах сгорания в те же 2.5 раза, что и размеры камеры, и поэтому его ждало очередное жестокое разочарование: «Во время проведения огневых испытаний двигателя РД-105 в 1952 – 53 гг. выяснилось, что при переходе на главную ступень тяги в камере развивается высокочастотная неустойчивость, в результате чего камера разрушалась. Поиски способа подавления неустойчивости удовлетворительного результата не дали» [41]. Так что, пожалуй, для Глушко было бы лучше, если бы камера ЭД-140 была акустически неустойчива, тогда ОКБ-456 не потратило бы несколько лет в погоне за миражом, возникшим после ее успешных испытаний. И снова, в 1954 году второй подряд ключевой проект ОКБ-456 был закрыт через 3 года после первого (на этот раз исключительно из-за возбуждения акустических автоколебаний), но Сталин к этому времени уже успел умереть, и второго издания событий 1938 года, к счастью, не последовало.

Однако, несмотря на все эти неудачи, постановление правительства о создании МБР надо было выполнять: «В январе 1954 г. состоялось совещание Главных конструкторов С. П. Королева, В. П. Бармина, В. П. Глушко, Б. М. Коноплева, В. И. Кузнецова, Н. А. Пилюгина. В связи с тем, что не было оснований рассчитывать на быстрое решение задачи обеспечения высокочастотной устойчивости, а также, принимая во внимание пожелание ракетчиков сократить длину двигателей, было принято решение о разработке

двигателей в компактной четырехкамерной конфигурации с камерами сравнительно небольших размеров» [22].

В этот момент В. П. Глушко сильно помог А. Д. Сахаров, которого после успешного испытания в августе 1953 гола первого в мире транспортабельного термоядерного устройства РДС-6с («Слойки») новый (вместо Л. П. Берии) руководитель ядерного проекта заместитель председателя Совмина СССР В. А. Малышев попросил наметить направления дальнейшей работы по термоядерному оружию. «Не подозревая, какое значение придадут его рекомендациям, Сахаров на скорую руку изложил свои взгляды на усовершенствование Слойки и указал параметры следующего «изделия», основываясь на идее, которая в тот момент казалась ему многообещающей. А руководство страны настолько доверилось тридцатидвухлетнему академику, что его наметки сразу же стали основой постановлений правительства» [44]. В нем указывалось, что к ракете предъявляется требование доставить к цели термоядерную боеголовку массой не 3 тонны, как предполагалось первоначально, а 5.5 тонн. И уже в октябре 1953 года по указанию В. А. Малышева проектное задание на межконтинентальную баллистическую ракету было соответствующим образом изменено.

Поэтому ее проект потребовал значительной переработки, в связи с чем появился повод полностью переработать и проект ее двигателей, как бы реагируя на внешние обстоятельства, а не из-за неспособности создать первоначально задуманный их однокамерный вариант. Правда, после успешного испытания в ноябре 1955 года первого советского двухступенчатого термоядерного заряда с радиационной имплозией РДС-37 [45] и создания в 1958 году термоядерного заряда этого типа второго поколения, масса боеголовки снова могла быть возвращена к прежним 3 тоннам [46]. Но к этому времени разработка тяжелого варианта МБР – знаменитой впоследствии «Семерки» была уже практически завершена, и ракета осталась такой, какой она была задумана в первой половине 1954 года на основе мыслей «на скорую руку» А. Д. Сахарова о термоядерных зарядах. Однако, неожиданно для всех, кроме, видимо, С. П. Королёва, это позволило решить задачу, которая на старте разработки ракеты вообще не ставилась – обеспечить первенство Советского Союза на начальном этапе внезапно возникшей «космической гонки». А к началу 1960 года, через 2.5 года после первых успешных пусков Р-7, была создана модернизованная МБР Р-7А с облегченной боеголовкой и увеличенной дальностью полета, которая и была, в итоге, принята на вооружение [47].

В результате, появился, наконец, успешно реализованный к 1957 году проект создания двигателей РД-107/РД-108 (см. рис. 12) с четырьмя камерами сгорания на один турбонасосный агрегат на перекиси водорода, со сбросом генераторного газа за борт, как это делалось еще в Пенемюнде. При этом тяга каждой камеры у земли составляла не более 190 кН (получается делением на 4 общей тяги двигателя без учета тяги рулевых камер [22]), что на 23 % меньше, даже чем у двигателя V-2, или вдвое меньше, чем у его продвинутой модернизации – РД-103М с теми же предкамерами В. Тиля. Правда, удельный импульс РД-107 был, по крайней мере, на 25 % выше, чем у V-2 и РД-103М. Да и фрезерованная двухоболоченая с частыми связями медно-стальная паяно-сварная конструкция камеры сгорания и охлаждаемой части сопла намного превосходила по перспективам увеличения давления и, соответственно, теплонапряженности, а, значит, и удельного импульса, по сравнению с этими довольно архаичными конструкциями, а также и по сравнению с американскими камерами сгорания из тонких паяных стальных труб.

Несмотря на уменьшение размера камер сгорания двигателей РД-107/РД-108 при их огневых испытаниях возникали высокочастотные автоколебания, подавить которые удалось за счет оптимизации двухкомпонентных форсунок «в части улучшения внутреннего смешения компонентов топлива» [42]. Из результатов эксплуатации этих двигателей в течение не менее 60 лет следует, что они, наконец, оказались акустически устойчивыми или, точнее, «почти устойчивыми». В первые годы использования бывали случаи, когда их устойчивость терялась, и происходили аварии при пусках. Например, в сентябре 1958 года «первый запуск трехступенчатой ракеты 8К72 с лунной станцией Е1 завершился аварией на 87 секунде полета из-за пульсация давления в камере сгорания, доработанных с целью повышения удельного импульса двигателей I и II ступеней». То же произошло и в октябре этого года [22]. В июле 1960 года корабль-спутник 1К с собаками Лисичкой и Чайкой на борту разбился на старте из-за аварии первой ступени ракеты носителя. «Аварийная комиссия пришла к выводу, что наиболее вероятной причиной гибели носителя и корабля следует считать разрушение камеры сгорания бокового блока вследствие высокочастотных колебаний. Почему они вдруг появились, ясного объяснения Глушко не представил. Списали на отступления в технологии куйбышевского завода, «где директором товарищ Чеченя» [48].



Рис. 12 – Двигатель РД-107

С 1982 по 1996 год на второй ступени ракеты, то есть в двигателе РД-108, в качестве горючего использовался синтин (синтетический керосин), что позволило немного увеличить удельный импульс этого двигателя. Однако, для того, чтобы в нем не начинались акустические автоколебания, приходилось рассортировывать его двухкомпонентные вихревые форсунки по 9 классам точности изготовления (3 класса – по каналам горючего и 3 – по каналам окислителя) так, чтобы форсунки одного и того же класса точности были равномерно распределены по всей распылительной головке. В 1996 году эта практика была прекращена «в связи с невозможностью отбора надежно работающих на синтетическом горючем двигателей из уменьшившейся серии» [22], и пришлось вернуться к двигателям на прежнем горючем и со сниженным характеристиками.

Наконец, в последнее десятилетие XX века была спроектирована новая смесительная головка с однокомпонентными форсунками, часть из которых была выдвинута на 30 мм, образуя антипульсационные перегородки в виде четырехугольного контура в центре с расходящимися к периферии лучами (см. рис. 13) [22]. По схеме она была весьма похожа на вариант конфигурации h двигателя F-1 (см. рис. 9) и отличалась только по причине значительно меньшего размера огневого днища меньшим числом зон, на которые оно делилось. Тем не менее, на эту конструкцию, известную, по крайней мере, с 1964 года, НПО «Энергомаш» был выдан российский патент с приоритетом от 2000 года, действующий до сих пор [49]. Одним из заявителей этого изобретения является Б. И. Каторгин, на тот момент генеральный директор и генеральный конструктор НПО «Энергомаш». В Википедии о нем написано: «Одно из важнейших изобретений Б. И. Каторгина – антипульсационные перегородки из специальных форсунок для камер сгорания ЖРД – внесло ключевой вклад в решение проблемы обеспечения устойчивого горения компонентов топлива при высоких давлениях. Это изобретение внедрено в двигателях НПО «Энергомаш» РД-107, РД-108, РД-120, РД-170, РД-171, РД-180, РД-191, для ракет-носителей «Союз», «Зенит», «Энергия», «Атлас», «Ангара» [50]. Правда, и про руководителя КБХМ (ОКБ-2) ракетного двигателестроения А. М. Исаева также пишут, что он решил ту же самую проблему тем же самым способом – «установкой антипульсационных перегородок» [51]. При этом Алексей Михайлович умер в 1971 году, за 29 лет до подачи заявки на патент [49].



Рис. 13 – Последний вариант смесительной головки двигателей РД-107/РД-108

Итак, двигатели РД-107/108 в течение всего времени эксплуатации работали почти на границе акустической устойчивости, а иногда и пересекали ее, и только использование после 1993 году [22] через 36 лет после первого полета ракеты Р-7 [47] антипульсационных перегородок, «изобретенных» Б. И. Каторгиным [49, 52] также через 36 лет после того, как их впервые применили американцы в двигателях LR-89-7 и F-1, позволило, наконец, создать для нее полностью акустически устойчивые двигатели. При этом заявка [52] была подана не только на российский, но и на американский, европейский и немецкий патенты, и наличие форсунок как выступающих за огневое днище и образующих на нем перегородки неизвестного (по тексту заявки) назначения, так и утопленных в нем, предусмотрительно не являлось отличительным признаком изобретения, а предполагалось ранее уже известным. Хотя, насколько можно судить, в 9 имеющихся в заявке ссылках исключительно на американские, британские, немецкие и французские патенты нет ни малейшего намека на подобную конструктивную особенность смесительной головки. Соответствующий этой части описания рис. 2, видимо, намеренно был выполнен совершенно невнятным – на нем почти невозможно рассмотреть эти антипульсационные перегородки, см. далее.

А первоначальное исполнение их смесительных головок показано на рис. 14. Видно, что, она отличается от всех смесительных головок ОКБ-456 с 1945 по 1954 годы. Отличия от головок РД-100, 101, 103, 103М, 110 очевидны – те не были плоскими и имели форкамеры того или иного типа, но и плоские смесительные головки камеры ЭД-140 и, соответственно, двигателей РД-105/106, выполненных также, как в этой камере, были спроектированы на основе совершенно иных принципов.



Рис. 14 – Основные элементы смесительной головки исходного варианта двигателей РД-107/108

В продольном сечении камеры ЭД-140 видно 5 относительно крупных форсунок (однокомпонентных и струйных), см. рис. 11 b), значит, всего их было 19 штук, и они были расположены в тех же позициях, как и форкамеры в двигателе V-2 и в его клонах (там без центрального элемента их было 18), а также, видимо, и в РД-105/106, так как их камера сгорания имела, судя по имеющимся изображениям РД-105, те же пропорции: «В конструкции (его) камеры были применены многие решения, найденные при отработке экспериментального двигателя ЭД-140» [41]. Так что в камере ЭД-140 струи крупных капель должны были лететь далеко вглубь камеры сгорания, и процесс горения в ней был существенно трехмерным. Можно предположить, что в таком случае, в отличие от горения хорошо распыленных капель из множества мелких форсунок вблизи огневого днища, могли иметь существенное значение и продольные акустические колебания с частотами f<sub>1</sub>, которые в первом приближении вычисляются следующим образом [1]:

$$f_1 = \frac{k\left(1 - M^2\right)}{2L},\tag{5}$$

где l = 1, 3, 5..., так как один конец камеры сгорания – твердая стенка, а другой, по существу, открытый, особенно, с учетом того, что при M > 1 звук не может распространяться против потока, и, следовательно, никакое его отражение там невозможно, с – скорость звука, M – число Маха (в критическом сечения сопла M = 1), L – длина камеры сгорания.

Число Маха в цилиндрической камере сгорания можно определить из соотношения s ее поперечной площади S и площади критического сечения сопла  $S^*$  [53]:

$$s = \frac{S}{S^*} = \frac{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2}M^2\right)^{\gamma}}{M\left(\frac{\kappa + 1}{2}\right)^{\gamma}},$$
$$\gamma = \frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)},$$

где к – показатель адиабаты продуктов горения.

Для ЭД-140, как и для РД-107/108 параметр s = 6.73 [22, 41]. Из расчетов по теории, представленной в работе [8] следует, что показатель адиабаты в камере сгорания этих двигателей, также как и в F-1 (s = 1.307) [37], к  $\approx$  1.12, и число Маха в них, равно, М  $\approx$  0.09 и М  $\approx$  0.53, соответственно. Эти оценки наглядно показывают различие между изобарическими (рис. 11, 12) и скоростными камерами сгорания (рис. 15), заметно влияющее на частоты их продольных акустических колебаний – при близких длинах этих камер, различающихся по тяге на 2 порядка, частота первой моды колебаний у них различалась всего в 1.7 раза (f<sub>1</sub>  $\approx$  0.49 кГц у F-1 и f<sub>1</sub>  $\approx$  0.85 кГц у ЭД-140).



Рис. 15 – Регенеративно охлаждаемая часть корпуса двигателя F-1 [54]

Если в камере ЭД-140 наряду с поперечными колебаниями первой тангенциальной моды  $f_{10} \approx 2.95$  кГц возникли достаточно интенсивные продольные колебания, то частота их моды  $f_3 \approx 2.55$  кГц, а частота полного колебания была бы тогда [1]:

$$f^* = \sqrt{f_1^2 + f_{mn}^2}$$
,

то есть около 3.9 кГц, что вполне могло обеспечить устойчивость процесса горения. Однако, очевидно, что если случайно получилась какая-то необычная устойчивая конфигурация камеры сгорания, то при пропорциональном изменении всех размеров ее устойчивость тут же будет утеряна.

Поэтому, пришлось отказаться от проекта РД-105/106, и искать новый вариант акустически устойчивой камеры сгорания. В 1954 – 1955 годах после работы на стендах в течение года-полутора такой «почти устойчивый» вариант был найден. Диаметр смесительной головки был уменьшен с 0.60 до 0.43 м, а число плотно расположенных двухкомпонентных форсунок – увеличено до 277 [22], причем все они стали располагаться по 9 концентрическим окружностям (не считая десятой окружности с форсунками горючего для создания завесы вдоль боковых стенок камеры сгорания). Все это стало весьма походить на смесительную головку американского двигателя NAA 75-110 образца 1951 года. Правда, там на диаметре 0.94 м было 18 колец форсунок и кольцевое рифление смесительной головки, но 18 чередующихся колец однокомпонентных форсунок горючего и окислителя, надо полагать, в принципе, примерно эквивалентны 9 кольцам форсунок двухкомпонентных. Таким образом, следует заключить, что и в двигателях РД-107/108 также создавалась гетерогенная газово-капельная структура, разбивающая пространство камеры сгорания на узкие кольца, частоту поперечных колебаний внутри которых можно оценить по формуле (3). Для двигателей РД-107/108 оценка по формуле (3) дает частоту первой моды плоских колебаний  $f_1 > 12.8$  кГц, что более чем достаточно для акустической устойчивости. Однако эта кольцевая структура, как следует из опыта пусков ракеты Р-7 и ее последующих вариантов, была чувствительна к качеству исполнения достаточно сложных в изготовлении вихревых форсунок – скопление в одном месте форсунок с заметно отличающимися параметрами нарушало регулярность этих газово-капельных колец, и при неблагоприятных условиях могло привести к их разрушению и запуску процесса автоколебаний. Кроме того, отсутствие рифления огневого днища смесительной головки, видимо, также снижало устойчивость кольцевой структуры. Поэтому, при принципиальном подобии применяемых решений подавления возбуждения автоколебаний в двигателях РД-107/108 и в серии американских двигателей от NAA 75-110 до LR-89-5, те были, судя по всему, все-таки устойчивее, хотя этому могло способствовать и то, что даже у последнего из них давление в камере сгорания было почти в 1.5 раза ниже, чем у РД-107/108.

## Х. Отход с занятых позиций с попыткой уничтожения конкурента и чудесная развязка

Дальнейшее развитие этой истории связано с созданием двигателя РД-111 для новой межконтинентальной ракеты Р-9/Р-9А, срочная необходимость создания которой диктовалось тем, что тактико-технические характеристики первой советской ракеты Р-7А по времени подготовки к старту и возможности размещения на закрытых стартовых позициях абсолютно не соответствовали требованиям, вызванным вновь возникшим реалиям ракетно-ядерного противостояния. Для новой компактной ракеты потребовался двигатель существенно бо́льшей тяги – 1.4 МН у земли – по 0.35 МН с камеры [55]. «Глушко, несмотря на страх перед самовозбуждением колебаний «высокой частоты», увеличил давление в камерах по сравнению с «семеркой» и спроектировал двигатель РД-111 для «девятки» очень компактным, по размерам почти таким же, как РД-107 «семерки» [56]. При этом впервые у двигателя ОКБ-456 турбонасос приводился газогенератором на основных компонентах топлива, а сам двигатель мог качаться на специальном подвесе, что исключало необходимость использования рулевых камер.

Однако возбуждение акустических автоколебаний в камерах сгорания этого двигателя того же диаметра, что и у камер сгорания РД-107/108, стало происходить практически постоянно. Здесь не место и не время описывать все аварии ракет P-9 из-за автоколебаний, просто приведем выдержку из книги [48]: «На двигателях для P-9 «высокая частота» оказалась бедствием, которое сорвало сроки их поставок на сборку первых ракет. Объяснить причины возникновения «высокой частоты» в кислородных двигателях ни теоретикам, ни испытателям не удавалось. Забегая далеко вперед, скажу, что даже на благополучной, десятки лет летающей «семерке», в ее модификации, именуемой «Союз», на центральном блоке до сих пор нет-нет, да и появится вдруг «высокая частота». В итоге, после трех лет испытаний (1961 – 1964 годы) ракету P-9А буквально «с грехом пополам» удалось поставить на боевое дежурство в количестве от 29 до 19 единиц, что составляло от 11 % от всех советских МБР наземного базирования в момент его начала до 1.2 % спустя 11 лет перед их снятием с вооружения [57].

После этого ОКБ-456 в течение 12 лет (1962 – 1974 годы) не разрабатывало керосин-кислородные двигатели сколько-нибудь значительной тяги [58, 59] (отметим, что этот отказ произошел практически в тот момент, когда и самарское ОКБ-276, и американская компания Rocketdyne нашли 2 принципиально различных способа абсолютно надежно подавлять акустические автоколебания для любых условий в камере сгорания). Первый после длительного перерыва такой двигатель – РД-171/170 (замкнутого цикла и действительно с выдающимися характеристиками) для ракет-носителей «Зенит» и «Энергия» был создан только через четверть века после РД-111 (к 1986 – 1988 годам) [55]. В. П. Глушко пошел на громкий публичный скандал и разрыв отношений с С. П. Королёвым только для того, чтобы не делать для советской «Лунной ракеты» Н1 керосин-кислородные двигатели большой тяги. Конечно, советские космонавты не высадились на Луну вследствие более фундаментальных причин, чем отказ В. П. Глушко, однако это противостояние главных конструкторов затянуло сроки принятия ключевых решений по ракете Н1, а также реально способствовало тому, что имевшиеся ограниченные ресурсы расходовались по существу на 3 параллельных советских лунных проекта с ракетами H1 с двигателями на керосине и кислороде и УР-700 и P-56 на высококипящих компонентах топлива, как этого хотел В. П. Глушко, и против чего резко выступал С. П. Королёв (см., например, [59]).

Однако, к середине 70-х годов XX века, сразу после отказа Советского Союза от пилотируемого полета на Луну, все чудесным образом изменилось. НПО «Энергомаш» (ОКБ-456) и его руководитель В. П. Глушко с энтузиазмом снова стали заниматься, как и за четверть века до этого, исключительно керосинкислородными двигателями большой (для соответствующих периодов времени) тяги: РД-120, РД-170, РД-171, РД-171М, РД-180, РД-191 [55]. Все они были двигателями замкнутого цикла с дожиганием генераторного газа в основных камерах сгорания, причем этот газ был окислительным, то есть в газогенераторе (газогенераторах) небольшое количество горючего – керосина сгорало в полном потоке окислителя – кислорода, в отличие от газогенераторов двигателей открытого или полуоткрытого циклов, где из них выходил восстановительный газ, сбрасываемый в окружающее пространство, или, в лучшем случае, в нижнюю часть сопла основной камеры сгорания, как это было сделано в двигателе F-1. Окислительный газ позволял избегать коксования (забивания недогоревшим углеродом всех тонких трубочек и отверстий газового тракта двигателя после газогенератора, в первую очередь, форсунок основной камеры сгорания). Однако, для этого пришлось решить задачу, от которой к тому времени отступились американцы (стали использовать твердое топливо и водород с кислородом), – обеспечить безаварийную работу этого тракта окислительного газа, в котором любое случайное органическое загрязнение приводило к пожару и разрушению двигателя.

Разработка базового двигателя всей линейки – РД-170/171 продолжалась не менее 10 лет [60]. Первое огневое испытание 26 июня 1982 года двигателя РД-171 на стенде НИИХимМаш в составе первой ступени РН «Зенит» закончился аварией, разрушившей единственный в СССР стенд, пригодный для проведения испытаний ступени ракеты с двигателями такой мощности [60]. «Проблема исключения возгорания турбины решалась крайне трудно и долго, вызывала серьезные сомнения вообще в реальности создания двигателя такого рода. ... Наиболее напряженными и драматичными были 1982 и 1983 гг. ... В 1984 году аварии по возгоранию насоса составили 7 % от числа испытаний двигателя. ... Непрерывные аварийные исходы огневых испытаний родили сомнения в возможности создания такого двигателя с требуемыми характеристиками. Складывалась ситуация, когда создание «Энергии» в целом ставилось под удар» [58]. «О тягостном положении дел с разработкой двигателя РД-170 для первой ступени в ту пору в ракетнокосмическом сообществе не слышал только глухой и не говорил только немой» [59]. Реально рассматривалась возможность установки двигателей НК-33 ракеты Н1, которые за несколько лет до этого было приказано уничтожить [61]. Рассматривали также возможность создания твердотопливных ускорителей, как в американском носителе Space Shuttle [58]. Однако, в конце концов, «при подчеркнуто спокойном поведении В. П. Глушко» проблемы двигателя удалось решить, и с середины 1984 года начались первые его поставки для «Энергии» [58]. Хотя следует отметить, что из проведенных в период 1985 – 2009 лет из 84 запусков ракеты «Зенит» было 4 аварийных из-за отказов двигателя РД-171/171М на ее первой ступени и 4 – из-за отказов РД-120 на второй ступени [62].

Однако, в рассматриваемом нами контексте наиболее интересным является то, что никакие проблемы с акустическими автоколебаниями во время этой тяжелой разработки совершенно не упоминаются. Только мимоходом говорится следующее: «Внедрение еще при автономной отработке антипульсационных перегородок на смесительной головке в сочетании с другими традиционными мерами позволили избежать на этом двигателе наиболее опасной и сложной эпопеи борьбы с высокочастотной неустойчивостью рабочего процесса» [58]. Эти перегородки из выдвинутых из огневого днища форсунок прекрасно видны на фотографии смесительной головки двигателей РД-170/171 [60], а, вернее, всей их линейки от РД-170 до РД-191, см. рис. 16.



Рис. 16 – Смесительная головка двигателей РД-170/180

Интересно сравнить, как эти перегородки изображены в упомянутом ранее международном патенте НПО «Энергомаш» [52], где описываются те же самые перегородки, что и на рис. 16:



Рис. 17 – Вид смесительной головки двигателей РД-170/180 в патенте [52]

Картинка на рис. 17 напоминает вернувшиеся в последнее время в интернет из прошлого довольно странные задачи «на воображение» типа: «Найди на рисунке леса спрятавшегося на опушке охотника» – «Найди на рис. 17 одну кольцевую и шесть радиальных антипульсационных перегородок». При этом следует отметить, что смесительные головки двигателей LR-89-7 и РД-170/180 с точки зрения геометрии ребер абсолютно одинаковы (ср. рис. 16 с рис. 10). Видимо, именно для того, чтобы скрыть этот факт и получить патент, в заявку и было вставлено такое криптоизображение смесительной головки. Наверное, после этого генеральный директор и генеральный конструктор НПО «Энергомаш» Б. И. Каторгин и стал «изобретателем антипульсационных перегородок из специальных форсунок для камер сгорания ЖРД» через 20 – 25 лет после их появления в проектах двигателя НПО «Энергомаш» РД-170/171, и спустя 20 лет после завершения разработки американского двигателя SSME с точно такими же перегородками из форсунок, см далее раздел XI.

К этому стоит добавить, что именно в те времена, а, точнее, в 1970 году, компания Rocketdyne передала Национальному музею воздухоплавания и астронавтики в Вашингтоне экземпляр двигателя F-1, построенный в 1963 году и четырежды испытанный на стенде – один из первых с перегородками на огневом днище в конфигурации *f*, ставшей окончательной. Он был выставлен во вновь построенном для музея здании Национальной аллеи в 1976 году [63], и с того времени любой человек, купивший билет в музей, мог заглянуть через сопло внутрь этого двигателя, сейчас расположенного в центре сборке из 5 агрегатов, и увидеть те самые «антипульсационные перегородки», см. рис. 18:



Рис. 18 – Загляни в сопло F-1

Как бы то ни было, эти перегородки, но уже из форсунок (что имеет как положительные, так и отрицательные стороны), сняли все проблемы, связанные с акустическими автоколебаниями в камерах сгорания двигателей РД-170 – РД-191. При внутреннем диаметре камеры сгорания D = 0.38 м деление огневого днища ее смесительной головки на 7 достаточно близких по площади ячеек приводит к характерному размеру круглой центральной ячейки  $d_1 \approx 0.16$  м, с частотой первой моды тангенциальных колебаний  $f_{10} \approx 4.5$  кГц. Характерный размер остальных сегментальных 6 ячеек –  $d_2 \approx 0.14$  м и минимальная частота собственных колебаний у них равна 8.6 кГц, что исключает возбуждение в них акустических автоколебаний. И эта линейка двигателей РД-170 – РД-191 с давлением в камере сгорания 25 – 26 МПа, умеренно скоростной камерой сгорания (s = 2.60) и удельным импульсом  $I_{sp} \approx 3055/3310$  м/с [55], видимо, является примером почти предельных по характеристикам и в то же время устойчивых «по высокой частоте» керосин/кислородных жидкостных ракетных двигателей. И, прослеживая весь этот длинный и трудный сорокалетний путь развития двигателей такого типа, остается только удивляться, с каким трудом удалось, да и то вряд ли самим, придти, наконец, ко вполне элементарному и довольно очевидному решению, обеспечивающему их акустическую устойчивость, которое за океаном было найдено почти сразу, как только начали его искать.

Однако, примерно в то же самое время, когда в 1963 году в Соединенных штатах был найден универсальный способ подавления акустических автоколебаний – «антипульсационные» перегородки (baffles), или, скорее, даже на несколько лет раньше, новички в деле создания ракетных двигателей из Самарского ОКБ-276 (ныне СНТК им. Н. Д. Кузнецова) нашли и воплотили в металле другой, почти столь же универсальный способ борьбы – резкое повышение диссипации звуковых волн с помощью простой дырчатой мембраны. К 1958 – 1959 годам в связи с решениями руководителя советского правительства Н. С. Хрущёва в области авиации и ракетной техники ОКБ-276, занимавшееся до того времени созданием авиационных реактивных двигателей, на какой-то момент оказалось примерно в том же положении, что и американская компания NAA после окончания Второй мировой войны в 1945 году (см. раздел VI). Поэтому руководитель ОКБ-276 Н. Д. Кузнецова также как и президент NAA Джеймс Киндельбергер решил заняться ракетными двигателями, в чем его активно поддержал С. П. Королёв, видимо, уже тогда тяготившийся монополией ОКБ-456 и В. П. Глушко в ракетном двигателестроении.

И уже в 1959 – 1960 годах в ОКБ-276 был разработан ЖРД НК-9 для ракеты Р-9 – первый в мире маршевый керосин-кислородный двигатель замкнутого цикла с дожиганием генераторного газа в основной

камере сгорания, с более высокой тягой на одну камеру и с бо́льшим удельным импульсом [64], чем его конкурент – двигатель В. П. Глушко РД-111 открытого цикла [55]. К тому же, как мы помним, РД-111 оказался весьма акустически неустойчив, и в итоге вместе с ракетой Р-9 имел только ограниченное применение. Однако, «ОКБ-276 не смогло своевременно завершить работу по двигателю НК-9 из-за отсутствия экспериментальной базы и сложности отработки двигателя новой схемы» [65]. Сроки были жесткие – испытания ракеты Р-9 должны были начаться в 1961 году, и, поэтому, для нее был выбран двигатель РД-111, автоколебания в камере сгорания которого заставили В. П. Глушко прекратить работу с керосин-кислородными двигателями, как он думал, навсегда, а на самом деле на 12 лет, до момента получения информации, как с ними бороться с помощью перегородок. При этом он не заметил и альтернативное решение, полученное в проекте, за которым он ревниво наблюдал, и который разрабатывался в тесном контакте с его ОКБ-456.

У двигателя НК-9 сначала тоже были проблемы с акустической устойчивостью [59], однако, они должны были быть вскоре преодолены, так как его модификации под индексами НК-16/21/39 разрабатывались вплоть до 1973 года, до закрытия советской Лунной программы [65]. Совершенно устойчивым по акустике было выросшее из НК-9 следующее изделие ОКБ-276 – двигатель первых двух ступеней советской «Лунной ракеты» НК-15/33/43 (см. рис. 19). У первой версии этого двигателя – НК-15 было немало проблем с надежностью, которые привели, вероятно, к двум или трем из четырех авариям ракеты Н1 [59]. Эти проблемы, очевидно, были вызваны недостаточным опытом ОКБ-276 в данной области, а также, видимо, тем, что газогенератор его турбонасосов работал на единственно возможном для данной топливной пары и весьма агрессивном окислительном газе в закрытом цикле, также как 15 – 20 лет спустя и газогенератор линейки двигателей РД-170 – РД-191. Однако после доводки НК-15, по продолжительности такой же, как и временем доводки РД-170/171, был создан многоразовый двигатель НК-33/43 (наземного и воздушного стартов соответственно). И после 40 лет консервации и хранения было произведено 8 успешных пусков российской ракеты «Союз 2.1В» [66] и 5 (из них – 1 неудачный) – американской Antares [67], у которых были установлены адаптированные под использование в новых ракетах-носителях двигатели НК-33-1 и НК-33/АЈ-26 соответственно.



Рис. 19 – Двигатель НК-33

А возбуждение акустических автоколебаний в нем подавлялось эффективно и весьма изящно – с помощью единого резонансного акустического поглотителя, расположенного над средним днищем смесительной головки двигателя [65, 68]. В ней для подачи окислительного газа использовались однокомпонентные струйные форсунки, выступавшие за среднее днище смесительной головки в предфорсуночную область, и ничто не мешало звуку туда переизлучаться. При этом ближняя к среднему днищу зона этой области была отделена от ее остальной части тонкой металлической мембраной 11, см. рис. 20, закрепленной на немного удлиненных так называемых опорных форсунках 16, 17.



Рис. 20 – Разрез блока днищ смесительной головки двигателя типа НК-33 [68]

Обозначения: 1 – газовод; 2 – блок днищ; 3 – часть корпуса камеры сгорания; 5 – огневое днище смесительной головки; 6 – среднее днище; 7 – газовые струйные форсунки; 8 – огневая зона камеры сгорания; 9 – полость горючего (форсунки горючего не показаны); 10 – полость окислительного газа; 11 – перфорированная мембрана; 12 – резонансная полость акустического поглотителя; 13 – входные торцы форсунок; 14 – передняя поверхность диафрагмы; 16, 17 – опорные форсунки, на которые крепится мембрана; 19 – монтажный кольцевой зазор.

Основная идея этого резонансного акустического поглотителя состоит в том, что мембрана в местах пересечения с верхними концами части форсунок 7 имеет круговые вырезы, концентрические с этими форсунками, так что вокруг них образовываются узкие кольцевые щели – отверстия, через которые звуковые волны могут свободно проходить в область между мембраной и средним днищем 6 смесительной головки, представляющую собой резонатор Гельмгольца. Таких форсунок только часть, к внешней стороне остальных, опорных, эта мембрана просто крепится. При этом опорные 16, 17 и «резонаторные» 7 струйные форсунки располагаются кольцевыми рядами. Акустические колебания давления в окрестности огневого днища 5 камеры сгорания 8 через газовые форсунки передаются в предфорсуночную область 10, создавая периодические перетекания газа через кольцевые щели вокруг резонаторных форсунок [68]. При этом в отверстиях на кромках достаточно тонкой мембраны при перетекании газа вверх-вниз в зависимости от колебаний давления происходят срывы потока, и то снизу, то сверху мембраны в окислительном газе возникают кольцевые вихри.

Наиболее интенсивно этот процесс реализуется, когда собственная частота поглотителя 12 равна частоте акустических колебаний в камере сгорания. Тогда значительная часть энергии акустических колебаний расходуется на вихреобразование, и возбуждение автоколебаний в камере сгорания становится невозможным. Ко всему прочему, это происходит в относительно холодной части смесительной головки – звуковые волны из камеры сгорания туда проникают, а горячий газ – нет, так как в форсунках за счет постоянного перепада давления он течет только в одну сторону. К тому же мембрана, в отличие от специальных акустических резонаторных полостей, открытых в зону горения и подвергающихся воздействию значительных тепловых потоков, никак не мешает установить то же число форсунок, что и при ее отсутствии [68].

Частота f<sub>н</sub> собственных колебаний резонатора Гельмгольца определяется следующей формулой:

$$f_{\rm H} = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S_{\rm h}}{Vh}} ,$$

где с – скорость звука,  $S_h$  – суммарная площадь отверстий, V – объем резонаторной полости, h – длина горла резонатора (толщина мембраны). Для рассматриваемого случая цилиндрической резонаторной полости более удобно выразить ее объем V через S – площадь мембраны, b – высоту полости и q – долю объема (и, соответственно, площади дна) резонатора, занятого струйными форсунками (V = bS(1 – q)), а также использовать так называемую проницаемость поглотителя  $\varepsilon = S_h/S$ , тогда:

$$f_{\rm H} = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{\epsilon}{bh(1-q)}} \tag{6}$$

Частота самой опасной первой моды тангенциальных колебаний в НК-33 при диаметре его камеры сгорания 430 мм –  $f_{10} \approx 1.68$  кГц. При b = 60 мм, h = 5 мм, что представляется вполне адекватными значениями размеров (см. рис. 20) для этих элементов двигателя, и при  $\varepsilon = 0.02$  и q = 0.1, из формулы (6) получаем, что резонансная частота акустического поглотителя  $f_H \approx 1.69$  кГц, так что устройство с такими параметрами вполне может давать надлежащий результат. В меньшей, но, тем не менее, как показал опыт, в достаточной степени для подавления возбуждения автоколебаний, акустический резонатор увеличивает диссипацию звуковых волн и на более высоких частотах. Тем более что он отличается от классического резонатора Гельмгольца множественностью входных отверстий, которые при развитии колебаний в камере сгорания находятся в разных условиях, и формула (6) только приближенно описывает реальный сложный процесс рассеивания энергии звуковых волн.

Руководители СНТК им. Н. Д. Кузнецова, видимо, не стремились раскрывать вовне реальную конструкцию резонансного акустического поглотителя, если было возможно этого не делать (см., например, [65]). Только в заявке на патент «Камера сгорания с акустическим поглотителем» [68] спустя почти 4 десятилетия после создания в металле такая остроумная, технологичная и, главное, реально работающая конструкция, была, наконец, внятно описана.

К концу 1972 года «двигатели НК-33 и НК-43 доведены до степени готовности, допускающей их установку на ракету». Их было возможно «испытывать многократно без съема со стенда и переборки, а после этого устанавливать на летный экземпляр носителя. Однако летные испытания ракетно-космического комплекса Н1-Л3 [было] решено продолжать со старыми ЖРД», то есть, с НК-15, так как в противном случае пуск пришлось бы «года на полтора» отложить [59]. И последний, четвертый пуск носителя H1 23 ноября 1972 года завершился аварией за 7 секунд до разделения первой и второй ступеней либо из-за разрушения насоса окислителя одного из двигателей НК-15, либо из-за гидроудара в трубопроводах топливной системы, возникшего при программном отключении 6 из 30 двигателей первой ступени ракеты H1 [59]. Меньше чем через месяц, 19 декабря 1972 года в Тихом океане приводнился Аполло-17 – последний корабль американской Лунной программы [69]. Таким образом, публично не объявленная советской стороной, но реально происходившая Лунная гонка, фактически завершилась.

17 мая 1974 года на заседании Совета Обороны СССЗ под председательством Л. И. Брежнева было принято решение прекратить работы по теме H1. Через несколько дней были объединены ЦКБМ (ОКБ-1) и КБЭМ (ОКБ-456) в HПО «Энергия», которое возглавил В. П. Глушко, а 5 июня в соответствии с его первым приказом по вновь образованному научно-производственному объединению все работы по комплексу H1-ЛЗ и PH H1 были прекращены. И только в феврале 1976 года вышло соответствующее постановление правительства. Им предписывалось всем предприятиям, участвующим в работах по теме H1, провести утилизацию имеющихся материальных ресурсов, а затраты списать. Однако Н. Д. Кузнецов не выполнил эти требования, все полностью готовые для эксплуатации двигатели ракеты H1 он приказал законсервировать и спрятать на стендовой базе, именуемой в соответствии с легендой прикрытия «Химический завод» [59], и не менее 57 готовых двигателей НК-33 было таким образом сохранено [59, 66], а затем, как уже упоминалось выше, к настоящему времени 18 из них были использованы для запусков ракет-носителей «Союз-2.1В» и Antares (Taurus 2), между прочим, победившей в конкурсе ракету И. Маска Falcon-9 [59].

#### ХІ. Акустическая устойчивость американских и советских водородно-кислородных двигателей

Практически все, описанное выше, относилось к акустической устойчивости керосин-кислородных ракетных двигателей, которые естественным образом выросли из первых немецких двигателей V-2, использовавших в качестве горючего спирт. И заметного различия между керосином и спиртом в данном контексте обнаружено не было: для недопущения возбуждения автоколебаний было достаточно, чтобы частоты собственных колебаний камеры сгорания превышали верхний уровень частоты возбуждения,

составляющий около 3.5 кГц при давлении в камере ~ 5 МПа и около 4 кГц – при давлении ~ 25 МПа. В случае же водородно-кислородных двигателей условия акустической устойчивости при полном качественном подобии оказались существенно отличающимися количественно.

Было рассмотрено 4 американских и 1 советский двигатель на водородно-кислородном топливе: RL-10 компании Pratt & Whitney, J-2 и SSME (RS-25) компании Rocketdyne, M-1 компании Aerojet (в итоге все компании слились воедино) и РД-0120 КБ химической автоматики (сейчас АО КБХА). Все они были первыми в своем роде, в период разработки находились на острие технического прогресса и задали стандарты для двигателей такого рода, поэтому их вполне достаточно для феноменологического анализа акустической устойчивости водородно-кислородных ЖРД. Разработка гигантского двигателя М-1 была прекращена, однако в процессе его создания было получено много информации об интересующей нас проблеме, и, кроме того, видимо, в связи с тем этот двигатель не стал коммерческим продуктом, как другие, результаты этой программы оказались более открытыми для внешнего мира.

Стоит, видимо, также отметить, что все эти двигатели имеют с точки зрения решения проблем акустической устойчивости предшественников-аналогов среди керосин-кислородных ЖРД: для RL-10 и J-2 таковым является NAA 75-110, аналогом для M-1 (и не только по акустике), естественно, является F1, SSME, скорее, сам является предшественником-аналогом РД-170/191, а предшественником советского двигателя РД-0120 по акустике, видимо, следует признать HK-33, который, как ни странно, некоторым образом, кажется, является также и предшественником SSME. Все это будет показано далее. При этом первый в мире водородно-кислородный ракетный двигатель RL-10 замкнутого цикла безгенераторной схемы, возможной только при использовании жидкого водорода, по своему происхождению также является цикла. Во-вторых, и тот и другой были созданы авиационными двигателестроительными компаниями, которые после этого в основном вновь вернулись к своему прежнему занятию (в случае компании Pratt & Whitney это утверждение не относится к ее ракетному подразделению, потом слившемуся с компанией Rocketdyne).

В Соединенных Штатах это произошло потому, что компания Pratt & Whitney за 3 года до начала создания RL-10 приняла участие в разработке воздушно-реактивного двигателя на водороде для перспективного высотного скоростного самолета-разведчика CL-400 по программе Suntan [70]. Эта программа была прекращена в 1958 году, однако полученный опыт работы с жидким водородом и созданная для нее материальная база позволили компании получить контракт NASA на разработку ракетного двигателя, термодинамический цикл работы которого, названный впоследствии пароводородным (хотя какой пар может быть при закритических давлениях и температурах?), был, по существу, таким же, как и в воздушно-реактивном двигателе самолета CL-400. В том же году началась разработка ракетного двигателяя RL-10, и уже в июле 1959 года произошел его первый запуск на стенде, а первый успешный полет ступени Сепtaur с двумя такими двигателями произошел в ноябре 1963 года. Так что никаких серьезных проблем, в том числе и с акустическими автоколебаниями, при разработке столь инновационного объекта, как будто бы, не наблюдалось.

Из всех элементов ракетного двигателя RL-10 нас, естественно, в первую очередь интересует его смесительная головка, см. рис. 21. Как видно из фотографии, она была разработана на основе принципов, знакомых нам по линейке двигателей NAA 75-110 компании Rocketdyne (точнее, тогда подразделения North American Aviation): смесительная головка плоская, однокомпонентные форсунки собраны в триплеты – 2 форсунки горючего и 1 – окислителя и образуют четко выделенные кольца. Нет только заметного рифления, как, кстати, и в смесительных головках двигателей РД-107/108 ОКБ-456, но при диаметре смесительной головки около 0.255 м и давлении в камере сгорания 2.1 – 3.3 МПа [71] для акустической устойчивости вполне хватило и этого. Тем более что в водородно-кислородных двигателях, как станет видно из дальнейшего, проявился еще один стабилизирующий эффект.



Рис. 21 – Смесительная головка двигателя LR-10A3

Чтобы не быть голословными, приведем оценки собственных частот тех первых мод поперечных колебаний, после которых уже очевидно невозможно возбуждение автоколебаний, поэтому таблица там заканчивается или в ней стоят прочерки. Данные соответствуют номинальному внутреннему диаметру камеры сгорания  $D_1 = 0.255$  м [72] и скорости звука с = 1620 м/с [13] (первые в представленных парах значений и единичные записи). Косой шрифт используется для записей частот, которые не должны приводить к акустическим автоколебаниям, даже если бы организация смесительной головки не была бы такой, которая создает в окрестности огневого днища смесительной головки описанную в разделе VI работы кольцевую гетерогенную газокапельную структуру.

|   | n       |         |           |  |  |
|---|---------|---------|-----------|--|--|
| m | 0       | 1       | 2         |  |  |
| 0 | _       | 7.8/8.8 | 14.2/16.1 |  |  |
| 1 | 3.7     | 10.8    | _         |  |  |
| 2 | 6.2/7.0 | 13.6    | _         |  |  |
| 3 | 8.5/9.6 | _       | _         |  |  |

| Таблица 3 – Собственные частоты первых мод акустических колебаний в камере сгорания двигателя |
|---|
| RL-10АЗ (в кГц)   |

Как станет понятно из дальнейшего изложения, верхняя граница возбуждения автоколебаний в продуктах сгорания водорода в кислороде более чем в 2 раза выше, чем в продуктах сгорания керосина в кислороде, и при относительно малых (для камер сгорания ЖРД) давлениях не более 5 – 7 МПа составляет, примерно 7.5 – 8 кГц. При этом обнаруживается и нижняя граница возбуждения – около 2 кГц. Так что из таблицы 3 следует, что даже в принципе для такой камеры сгорания могли бы быть опасны только первая и вторая тангенциальные моды, частоты которых лежат между этими граничными значениями. При этом в таблице указано, что и первая тангенциальная мода α<sub>10</sub> тоже не опасна, хотя, как видно из рис. 21, область колебаний в данной конфигурации смесительной головки не является угловатой (как все нецентральные ячейки в ранее рассмотренных двигателях с антипульсационными перегородками), в которых эта мода не возбуждалась. Дело в том, что водородно-кислородные двигатели в отличие от керосин-кислородных требуют непрерывной работы системы зажигания, которая, по существу, является отдельной миниатюрной ракетной камерой. Поэтому, в центре пристеночной области огневого днища смесительной головки возникает центральная реактивная струя с отличными от остальной области характеристиками газа, и эта струя, как и некруглая форма ячейки, препятствует возникновению первой моды тангенциальных колебаний, при которой все это пространство должно быть задействовано в едином возвратнопоступательном вращательном движении. По крайней мере, только так могут быть объяснены размеры ячеек, образованных перегородками на смесительной головке значительно более позднего двигателя SSME.

Кроме того, при радиальных колебаниях из области пробега волны, очевидно, изымается круговая зона, диаметр которой, как минимум, не меньше, чем радиус центрального отверстия запального устройства, и для того, чтобы это учесть, частоты радиальных колебаний (верхняя строчка таблицы) оценивались также для размера, равного диаметру камеры сгорания за вычетом диаметра отверстия запального устройства –  $D_2 \approx 0.225$  м (вторые значения из пар чисел). То же было сделано, быть может, и без столь очевидных обоснований, для тангенциальных мод. Частоты смешанных мод и так достаточно высоки, чтобы нужно было бы заниматься их уточнением, чтобы убедиться в том они находятся вне зоны возбуждения автоколебаний.

Таким образом, в камере сгорания двигателя RL-10A какую-либо опасность могла иметь единственная – вторая тангенциальная мода α<sub>20</sub>, но и она, насколько известно, никогда не возбуждалась вследствие тщательного структурирования архитектуры смесительной головки на основе семилетнего (с 1951 года) опыта, полученного при создании керосин-кислородных ракетных двигателей с плоскими смесительными головками с рифлением.

Двигатель J-2 на порядок большей тяги ~ 1 МН использовал полуоткрытый цикл со сбросом генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла, как и F-1. Давление в его камере сгорания было выше, чем у RL-10 – около 5.3 МПа, а ее диаметр D = 0.47 м [73].



Рис. 22 – Смесительная головка двигателя J-2 с перегородками после одного из испытаний на стенде

Был проведен ряд экспериментов с перегородками в стиле двигателя F-1 (см. рис. 22) [74], однако, окончательным вариантом снова стала плоская смесительная головка с кольцевым расположением форсунок (см. рис. 23) [75].



Рис. 23 – Плоская смесительная головка окончательного варианта двигателя Ј-2

В таблице 4 представлены частоты первых мод собственных поперечных колебаний в камере сгорания двигателя J-2 как для варианта с перегородками, так и для плоской смесительной головки диаметром 0.47 м. Из рисунка 22 можно оценить диаметр центральной ячейки в 0.11 м, тогда характерный размер 6 внешних ячеек составит 0.185 м. При этом скорость звука в продуктах сгорания составляла около 1595 м/с [13]. По этим данным и были получены частоты мод из таблицы 4, представленные совершенно также, как и в таблице 3. В числовых триплетах наименьшая частота соответствует диаметру плоской смесительной головки без перегородок (0.47 м), средняя – размеру внешних ячеек (0.185 м), а наибольшая – диаметру центральной ячейки (0.11 м).

|     | n            |               |     |      |  |
|-----|--------------|---------------|-----|------|--|
| 111 | 0            | 1             | 2   | 3    |  |
| 0   | —            | 4.1/10.5/17.7 | 7.6 | 11.0 |  |
| 1   | 2.0/5.1/8.5  | 5.8/14.6/24.6 | 9.2 | _    |  |
| 2   | 3.3/8.4/14.1 | 7.2           | _   | _    |  |
| 3   | 4.5          | 8.7           | _   | _    |  |
| 4   | 5.7          | _             | _   | _    |  |
| 5   | 6.9          | _             | _   | _    |  |
|     |              |               |     |      |  |

| Таблица 4 – Собственные частоты первых мод акустических колебаний в камере сгорания двигател | IЯ |
|--|----|
| J-2 (в кГц)  |    |

Из анализа данных следует, что создатели J-2 тогда еще не знали о стабилизирующем эффекте запальной струи, и выбрали такой диаметр центральной ячейки, чтобы частота нижней моды  $\alpha_{10}$  в нем превышала бы 8 кГц, см. крайние правые данные в триплетах таблицы 4. То же самое было достигнуто в ячейках внешнего круга для всех мод, кроме моды  $\alpha_{10}$ , которая, как им уже было известно из испытаний F-1, в таких ячейках не возбуждается. Как раз тогда, после эпопеи со спасением двигателя F-1 и всей Лунной программы на рубеже 1962/1963 годов, в момент наиболее активной работы над двигателем J-2, видимо, стали полагать, что антипульсационные перегородки – это панацея от возбуждения акустических

автоколебаний. Однако, оказалось, что перегородки могут быть не только решением проблем, но и самими проблемами – см. рис. 22 (тогда, видимо, не удалось обеспечить нужное охлаждение этих элементов смесительной головки).

К тому же выяснилось, что плоская головка с правильно настроенными и расположенными по концентрическим окружностям однокомпонентными форсунками при давлении около 5 – 5.5 МПа еще вполне обеспечивает устойчивость процесса горения. И смесительная головка водородного двигателя второй и третьей ступеней лунной ракеты Saturn V снова стала плоской. Но попытка поставить на ней антипульсационные перегородки дала нам информацию о верхней границе частоты возбуждения акустических автоколебаний в продуктах сгорания водорода и кислорода при давлении порядка 5 МПа: около 7.5 – 8 кГц, так как частоты 8.5 кГц в варианте двигателя J-2 с перегородками вполне допускались (см. таблицу 4).

Программа создания гигантского водородно-кислородного ракетного двигателя М-1 сначала с тягой 5.3 МН, а потом и 6.7 – 8 МН была инициирована в начале 1962 года [76], видимо, на волне успеха программы F-1 – до его эпического взрыва на стенде оставалось еще несколько месяцев. Снова рост тяги почти на порядок, при этом снова использовалась полуоткрытый цикл со сбросом генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла, как в двигателях F-1 и J-2. При этом происходил медленный и осторожный рост давления в камере сгорания, в М-1 оно должно было составлять 7.2 МПа [74] – и быть практически таким же, как у F-1.

Предварительные оценки разработчиков двигателя М-1 привели к выводу, что на его плоской смесительной головке без перегородок наиболее вероятными являются третья и четвертая тангенциальные моды высокочастотной неустойчивости «с частотами в диапазоне от 2 до 3 кГц» [74]. Ими было также решено «обеспечить защиту от тангенциальных мод ниже шестой, а также от первой радиальной моды» – «to provide protection against tangential modes lower than the sixth-tangential and the first-radial mode» [74] (видимо, речь шла о второй, а не первой радиальной моде, так как мод ниже первой не существует в принципе). На более высоких модах, как они считали, амплитуда звуковых колебаний падает настолько, что их можно уже не принимать во внимание.

В таблице 5 по аналогичной двум предыдущим таблицам схеме представлены триплеты собственных частот для «чистой» смесительной головки M-1 диаметром D = 1.065 м, а также для двух характерных размеров:  $d_2 = 0.25$  м внешних ячеек, образованных перегородками, и  $d_1 = 0.11$  м – для центральной ячейки (см. рис. 24 из источника [74]) при скорости звука с = 1600 м/с [13]. Из таблицы видно, что наши оценки собственных частот третьей и четвертой тангенциальных мод  $\alpha_{30}$  и  $\alpha_{40}$  для «чистой» смесительной головки (числа, выделенные жирным шрифтом во втором столбце) согласуются с оценками разработчиков. Следует также отметить, что впервые частоты первой и второй тангенциальных мод  $\alpha_{10}$  и  $\alpha_{20}$  и первой радиальной  $\alpha_{10}$  моды оказались ниже заявленной разработчиками нижней границы акустической устойчивости, хотя подобное могло быть и раньше на смесительной головке двигателя F-1. Кроме того, разработчики M-1 упустили из рассмотрения смешанную моду  $\alpha_{11}$  с частотой 2.5 кГц.

|   | n               |                  |     |     |     |
|---|-----------------|------------------|-----|-----|-----|
| m | 0               | 1                | 2   | 3   | 4   |
| 0 | _               | 1.8/7.8/17.7     | 3.4 | 4.9 | 6.4 |
| 1 | 0.9/3.8/8.5     | <b>2.5</b> /10.9 | 4.1 | 5.6 | 7.1 |
| 2 | 1.5/6.2         | 3.2              | 4.8 | 6.3 | 7.8 |
| 3 | <b>2.0</b> /8.6 | 3.8              | 5.4 | 7.0 | _   |
| 4 | 2.5             | 4.4              | 6.1 | 7.6 | _   |
| 5 | 3.1             | 5.0              | 6.7 | _   | _   |

| Таблица 5 – Собственные частоты первых мод акустических колебаний в камере сгорания двигате | еля |
|---|-----|
| М-1 (в кГц)   |     |



Рис. 24 – Смесительная головка двигателя М-1

Скорости звука в камерах сгорания двигателей J-2 и M-1 практически одинаковы, и диаметры центральных ячеек их смесительных головок с точностью до снятия данных с фотографий, совпадают. Это означает, что компания Aerojet при разработке антипульсационных перегородок для M-1 руководствовалась совершенно теми же принципами, что и компания Rocketdyne несколько ранее при создании J-2. И для этой ячейки частоты всех мод, начиная с  $\alpha_{10}$  и  $\alpha_{01}$  (крайние правые числа в двух единственных триплетах таблицы 5), также превышали частоту 7.5 – 8 кГц, определенную как верхняя граница области возбуждения автоколебаний водородно-кислородных двигателей при давлении в камере сгорания не больше 5 – 7 МПа.

Однако, размеры ячеек двух верхних круговых зон ( $d_2 \approx 0.25$  м) допускают частоту второй тангенциальной моды  $\alpha_{20} \approx 6.2$  кГц, что ниже этой границы (см. таблицу 5). Объяснением этого факта может быть то, что при столь большом диаметре смесительной головки и столь малом диаметре центральной ячейки, остальные 18 ячеек стали отличаться по форме от круга настолько (ср. рис. 7 и рис. 24), что в них не возбуждаются не только первая, но и вторая тангенциальная, а также, возможно, и первая радиальная моды. Или тут мы подошли к тому, что простые оценки частот с использованием решений уравнения Бесселя для форм в плане, столь отличных от круга, становятся уже слишком неточными, и здесь требуются, как минимум, уже численные расчеты. Но для не столь экзотических форм ячеек описываемый метод, как показал весь предыдущий анализ, работает вполне удовлетворительно.

Перейдем теперь к рассмотрению акустической устойчивости двух более продвинутых, и, в целом, близких по конструкции и основным параметрам водородно-кислородных двигателей – американского SSME и советского РД-0120. Оба они являлись двигателями замкнутого цикла с газогенераторами на восстановительном газе. Их отличия в конструкции газогенераторов и турбонасосов кратко описаны в разделе II данной работы. Из них, в целом, следует, что уровень турбулизации компонент топлива и продуктов его сгорания в ближней зоне горения у РД-0120 должен был быть выше, что в принципе должно было бы увеличить его акустическую устойчивость, но при этом немного снизило полноту сгорания [8].

За время существования программы Space Shuttle у SSME было пять основных версий двигателя. С апреля 1981 года по сентябрь 1995 года 71 полет системы Space Shuttle (от STS-1 до STS-69) [77] прошел с использованием ранних версий двигателя, на смесительной головке которых были размещены антипульсационные перегородки из рядов удлиненных кислородных форсунок [11, 78], см. рис. 25. Остальные 64 полета (STS-73 – STS-135) с октября 1995 года по июль 2011 года прошли на двигателях без перегородок [79, 80].



Рис. 25 – Смесительная головка двигателя SSME с антипульсационными перегородками из выступающих форсунок

В таблице 6 по аналогичной трем предыдущим таблицам схеме представлены триплеты собственных частот для «чистой» смесительной головки SSME диаметром D = 0.45 м [81], а также для двух характерных размеров:  $d_1 = 0.22$  м центральной ячейки, образованной перегородками, и  $d_2 = 0.175$  м – для 5 внешних ячеек (см. рис. 25). При давлении в камере сгорания 20.2 МПа и соотношении компонент топлива 1:6, скорость звука с  $\approx 1590$  м/с [13].

|   | n           |              |     |      |  |
|---|-------------|--------------|-----|------|--|
| m | 0           | 1            | 2   | 3    |  |
| 0 | —           | 4.3/8.8/11.1 | 7.9 | 11.4 |  |
| 1 | 2.1/4.2/5.3 | 6.0          | 9.6 | _    |  |
| 2 | 3.4/7.0/8.8 | 7.5          | _   | _    |  |
| 3 | 4.7/9.7     | 9.0          | _   | _    |  |
| 4 | 6.0         | _            | _   | _    |  |
| 5 | 7.2         | —            | _   | _    |  |

| Таблица 6 – Собственные частоты первых мод акустических колебаний в к | амерах сгорания |
|---|-----------------|
| двигателей SSME и РД-0120 (в кГц)                                     |                 |

Первая тангенциальная мода  $\alpha_{10}$  не реализуется в центральной ячейке или даже в «чистой» смесительной головке из-за постоянно работающей струи зажигания, а в во внешних ячейках – из-за их угловатой формы. Частота второй тангенциальной моды  $\alpha_{20}$  в центральной ячейке (7.0 кГц), рассчитанная по ее номинальному диаметру, ниже, чем верхняя граница возбуждения акустических автоколебаний (среднее значение в триплете чисел соответствующей ячейки таблицы 6), однако если этот диаметр, как описывалось выше, скорректировать на размер запального отверстия, тогда  $d_1 \approx d_2$ . И все собственные частоты двигателя SSME с перегородками (не считая частот не существующей первой тангенциальной моды) оказываются

выше границы возбуждения акустических автоколебаний (по этим данным – не более, чем 8 – 8.5 кГц при давлении ~ 20 МПа, что немного выше, чем по данным, полученным при давлении 5 – 7 МПа), и двигатель SSME окажется акустически устойчивым.

Однако практика его использования (до снятия антипульсационных перегородок только в полете отработало 216 двигателей) показала, что он оказался акустически устойчив даже без них. В источнике [10] утверждается, что в SSME для подавления акустических колебаний использовались резонаторные полости – «resonance chambers, which were used on the SSME for suppression of high frequency vibrations in combustion chamber». Но этим резонаторным полостям просто невозможно найти место где-либо в плотной упаковке сборки верхнего узла камеры сгорания этого двигателя – см. рис. 26 [81].



Рис. 26 – Сборка верхнего узла камеры сгорания двигателя SSME без антипульсационных перегородок

Для того чтобы разобраться, почему SSME оказался устойчивым и без антипульсационных перегородок, обратимся к советскому двигателю РД-0120 [82, 83], совершившему первый полет спустя 5 лет после своего alter ego, а также еще к одному советскому двигателю закрытого цикла – HK-33, доведенному, наконец, до требуемой надежности к моменту, когда была только начата программа разработки двигателя SSME. Несмотря на все частные конструктивные отличия, у них у всех можно увидеть общую черту – наличие камеры, заполненной газом, примерно совпадающей по диаметру с камерой сгорания и соединенной с ней либо каналами газовых форсунок (как в HK-33, см. рис. 20), либо коаксиальными каналами номинально двухкомпонентных форсунок (как в PД-0120, см. рис. 27 [82], и в SSME, насколько можно судить из рис. 26). Эта камера, прямо названная в случае HK-33 резонансной полостью акустического поглотителя [68], находится в нем между средним днищем смесительной головки и специально установленной перфорированной мембраной (рис. 20). В РД-0120 – это смесительная выравнивающая полость 14 между огневым и средним днищами (рис. 27), а в SSME – аналогичная камера «between primary and secondary plates» (рис. 26).



Рис. 27 – Фрагмент смесительной головки двигателя РД-0120

Обозначения: 1 – блок подачи генераторного газа; 2 – блок подачи окислителя; 3 – блок охлаждения огневого днища; 4 – корпус блока подачи окислителя; 5 – среднее днище; 6 – коаксиальные форсунки; 7 – каналы подачи окислителя; 8 – каналы подачи генераторного газа; 9 – корпус блока охлаждения огневого днища; 10 – каналы; 11 – огневое днище; 12 – втулки; 13 – каналы; 14 – смесительная выравнивающая полость.

Диаметр смесительной головки РД-0120 – D  $\approx$  0.45 м [84], а скорость звука в продуктах сгорания при давлении в камере 21.8 МПа и соотношении компонент топлива 1:6 практически такая же, как и у SSME – с  $\approx$  1590 м/с [13]. Так что частоты акустических колебаний в его камеры сгорания с доступной нам точностью совпадают с частотами SSME без перегородок, то есть соответствуют либо значениям левых чисел из групп, либо просто числам из ячеек таблицы 6.

Снова используем формулу (6) для расчета резонатора Гельмгольца при оценке возможной резонансной частоты смесительной выравнивающей полости РД-0120. По рис. 27 ее высота b  $\approx 0.008$  м, длина горла резонатора h ≈ 0.03 м, доля объема резонатора, занятого форсункам q ~ 0.15 и проницаемость поглотителя  $\epsilon \sim 0.15$ . Тогда собственная резонансная частота этой полости окажется около  $f_{H} \approx 6.9$  кГц, что примерно вдвое больше, чем самая низкая и опасная частота возбуждения – второй тангенциальной моды  $f_{20} \approx 3.4$  кГц, а, как известно, при кратности частот также происходит интенсивное рассеивание акустической энергии. Кроме того, почти все другие частоты ближайших мод, меньшие 8 – 8.5 кГц, также довольно близки к этой частоте f<sub>H</sub> резонансной камеры. Так что она должна довольно эффективно гасить все поперечные акустические колебания в камере сгорания и препятствовать возбуждению там автоколебаний. Очевидно, что что-то качественно подобное происходило и в двигателе SSME. Из имеющихся данных невозможно определить, действительно ли разработчики РД-0120 опирались на идеи конструкторов НК-33, или они самостоятельно пришли к такой конструкции, или это у них получилось случайно. Но что касается создателей SSME, то, так как те пришли к мысли о снятии антипульсационных перегородок только во второй половине периода эксплуатации своего двигателя, показывает, что для них это был неожиданный приятный бонус. Так что оба этих двигателя оказались с акустической точки зрения ближе друг к другу, чем утверждается в источнике [10].

В общем, в двигателях замкнутого цикла, работающих по схеме «газ-жидкость», действительно, как и ожидалось в те времена, когда их только пытались создать, возникают механизмы, которые могут затруднить или даже блокировать возбуждение акустических автоколебаний в камере сгорания из-за наличия полостей, заполненных газом из газогенератора/газогенераторов турбонасосов, и связанных с ней каналами. И эти полости помимо выполнения своих исходных функций могут играть роль и резонансных камер Гельмгольца. В противном случае, установка антипульсационных перегородок в камерах сгорания ракетных двигателей замкнутого цикла необходима, как например, в РД-170/180/191, где эти перегородки

образованы удлиненными форсунками, как это, насколько нам известно, впервые было сделано в SSME, разработка которого началась и закончилась на 4 – 5 лет раньше.

#### ХІІ. Акустическая устойчивость ракетных двигателей на высококипящих топливах

Кроме рассмотренных выше жидкостных ракетных двигателей на спирте, керосине или жидком водороде в паре с жидким кислородом, развитие которые чуть менее чем полностью определялось возможностью подавления в их камерах сгорания акустических автоколебаний, использовались также маршевые двигатели на различных высококипящих топливах. Среди них наиболее высокие характеристики достигались при применении несимметричного диметилгидразина (НДМГ) в паре с окислителем – азотным тетраоксидом (четырехокисью азота), которые в качестве топлива маршевых двигателей широко использовались в Советском Союзе. Пятидесятипроцентная смесь НДМГ с гидразином – аэрозин 50, обычно применявшийся в Соединенных Штатах, приводил к чуть более низким характеристикам, зато с ним было легче охлаждать камеру сгорания. При этом высокочастотные автоколебания при использовании таких топлив, насколько известно, не возникали совсем.

Очевидно, это связано со значительно более низкими частотами возбуждения, чем собственные частоты даже весьма крупных камер сгорания таких двигателей. Для феноменологического анализа нам, как уже утверждалось в разделе II нам достаточно знать, что частота возбуждения зависит от вида используемого топлива и, до некоторой степени, от давления в камере сгорания. Так как горение упомянутых выше двух основных топливных пар является устойчивым, можно только очертить верхнюю частотную границу, выше которой автоколебаний не происходит.

Для этого кратко рассмотрим параметры камер сгорания двигателя компании Aerojet LR-87 и двигатель РД-253 ОКБ-456. При диаметре камеры у LR-87-AJ-7 D = 0.55 м, давлении в ней 5.4 МПа и соотношении 1.93 расходов окислителя и аэрозина 50 [37, 85] скорость звука в ней с  $\approx$  1150 м/с [13], и частота первой тангенциальной моды  $f_{10} \approx 1.2$  кГц. Правда, этот результат, по существу, обесценивается тем обстоятельством, что первая версия этого двигателя была керосин-кислородной [86], и устойчивость ее работы достигалась с помощью рифления огневого днища (что подразумевает, естественно, и правильное расположение форсунок), еще эффективного при таких давлениях, Так что утверждать, что частота 1.2 кГц ограничивает сверху зону акустической неустойчивости для рассматриваемой топливной парой, нельзя.



Рис. 28 – Смесительная головка двигателя РД-253

Обозначения: 1 – патрубок подвода окислительного газа; 2 – наружное днище (коллектор); 3 – выравнивающая решетка; 4 – силовое кольцо; 5 – основная (газовая) форсунка; 6 – огневое днище; 7 – среднее днище; 8 – малорасходная форсунка; 9 – одна из 7 центральных двухкомпонентных форсунок.

Однако, в камере сгорания РД-253, «высококипящего» аналога НК-15/33 [87], достигалось давление, которое, по крайней мере, для керосин-кислородных двигателей замкнутого цикла, исключало организацию устойчивого процесса горения без антипульсационных перегородок или резонаторной полости. Перегородки тогда, в 1961 – 1965 годах, были неизвестны В. П. Глушко, а из чертежа смесительной головки РД-253 [88] видно, что никаких резонаторных полостей в ней нет, см. рис. 28. В отличие от двигателей НК-33, SSME и РД-0120 здесь нет замкнутой газовой полости, по каналам и/или через прорези в разделительной мембране сообщающейся с камерой сгорания. Так что устойчивость процесса горения в РД-253 обеспечивается только свойствами используемой в нем топливной пары. При диаметре его камеры D = 0.43 м, давлении в ней p = 14.7 МПа и соотношении расходов 2.7 окислителя и НДМГ [88] скорость звука в ней с  $\approx 1185$  м/с [13], и частота первой тангенциальной моды  $f_{10} \approx 1.6$  кГц.

Это означает, что верхняя граница частоты f<sub>a</sub> возбуждения автоколебаний в ракетных двигателях, использующих НДМГ и четырехокись азота и им подобных, не выше 1.5 кГц.

#### Выводы

1. Возникновение в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей непрерывно растущих акустических автоколебаний, приводящих к их разрушению – естественный процесс, вызванный тем, что акустические колебания могут активизировать процессы испарения и горения капель компонент ракетного топлива, если периоды собственных колебаний продуктов сгорания в камере близки или кратны характерным временам горения, создавая, таким образом, положительную обратную связь, перекачивающую тепловую энергию продуктов сгорания в колебательную.

2. Возможность возникновения этого процесса без малого почти век определяла не только архитектуру практически всех маршевых жидкостных ракетных двигателей, использующих в качестве топливных компонентов хотя бы одно низкокипящее вещество, но, зачастую, и саму возможность их создания и использования.

3. До сих пор не построена полноценная математическая модель этого газодинамического процесса, как, скажем, для автоколебательного аэродинамического процесса – флаттера, но частные качественные его модели позволили понять процессы, происходящие в камере сгорания, и выработать 4 практических способа подавления этих автоколебаний: форкамеры, кольцевое структурирование форсунок смесительной головки (условно – ее «рифление»), использование антипульсационных перегородок и применение резонаторных полостей для отвода колебательной энергии из зоны горения.

4. Форкамеры использовались только на ранней стадии разработки ракетных двигателей вследствие своей нетехнологичности, а также очевидных проблем с их охлаждением при росте энергонапряженности процессов в двигателе.

5. «Рифление», как показал опыт, может применяться только при умеренных давлениях в камере сгорания – примерно до 5 – 7 МПа.

6. Антипульсационные перегородки на огневом днище смесительной головки можно назвать универсальным решением – они разбивают зону горения на сравнительно малые ячейки, при этом частота поперечных стоячих волн (обычно определяющих процесс возбуждения автоколебаний) возрастает обратно пропорционально характерному размеру ячейки, и, тем самым, достигается разрыв положительной обратной связи между горением и высокочастотными колебаниями продуктов сгорания, если она до этого была.

7. При создании ракетных двигателей замкнутого цикла, работающих по схеме «газ-жидкость», эффективным способом подавления акустических автоколебания является также использование полости форсуночной головки, заполненной газом и напрямую связанной форсунками с камерой сгорания, в качестве резонаторной камеры (после настройки ее геометрии или в случае, когда геометрия, выбранная по другим соображениям, оказывается близка к резонансной с нижними собственными частотами камеры сгорания).

8. В ракетных двигателях замкнутого цикла, работающих по схеме «газ-газ», возбуждение акустических автоколебаний не наблюдалось, вследствие отсутствия в камере сгорания капель топлива, испарение которых может запускать положительную обратную связь между горением и высокочастотными колебаниями продуктов сгорания.

9. В ракетных двигателях, использующих высококипящие компоненты топлива (скажем, несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид), возбуждение акустических автоколебаний

не наблюдалось, так как по оценкам, частота верней границы зоны возбуждения у них низка – не более 1.5 кГц при давлении порядка 15 МПа, что ниже, чем собственные частоты тангенциальных колебаний камер сгорания современных двигателей.

10. Верхняя граница частоты зоны возбуждения акустических автоколебаний для керосин-кислородных двигателей составляет 3.5 – 4 кГц при давлении в камере сгорания не более 5 – 7 МПа и 4 – 4.5 кГц при давлении около 20 – 25 МПа.

11. Для водородно-кислородных двигателей зона возбуждения акустических автоколебаний снизу ограничена частотой около 2 кГц, а сверху – 7.5 – 8 кГц при давлении в камере сгорания не более 5 – 7 МПа и 8 – 8.5 кГц при давлении около 20 – 25 МПа.

# Литература

- 1. М. С. Натанзон Неустойчивость горения. Москва, Машиностроение, 1986, 248 с. // https://www.studmed.ru/natanzon-ms-neustoychivost-goreniya 6991eca5c1f.html
- 2. Колебания типа «пого». Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/Колебания\_типа\_«пого»
- 3. K. L. Gee et al. Saturn-V sound levels: A letter to the Redditor. *The Journal of the Acoustical Society of America*, **152**, no 2, 23 August 2022 // <u>https://asa.scitation.org/doi/10.1121/10.0013216</u>
- 4. ЖРД РД-270 (8Д420). Liquid Propellant Rocket Engine. // http://www.lpre.de/energomash/RD-270/index.htm
- 5. RS-25. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/RS-25
- 6. SpaceX Raptor. *Wikipedia* // <u>https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX\_Raptor</u>
- К. И. Артамонов Термогидроакустическая устойчивость. Москва, Машиностроение, 1982, 262 с. // https://www.studmed.ru/artamonov-ki-termogidroakusticheskaya-ustoychivost 46b47f2ec75.html
- 8. Ю. И. Лобановский Законы сохранения и феноменология ракетных двигателей. *Synerjetics Group*, 30.06.2008, 21 с. // <u>http://www.synerjetics.ru/article/rocket\_engines.htm</u>
- 9. РД-0120. Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/РД-0120
- 10. M. Wade RD-0120. Encyclopedia Astronautica // http://www.astronautix.com/r/rd-0120.html
- R. P. Jewett, J. A. Halchak The Use of Alloy 718 in the Space Shuttle Main Engine. *The Minerals, Metals & Materials Society*, 1991 // https://www.tms.org/Superalloys/10.7449/1991/Superalloys 1991 749 760.pdf
- D. K. Misra Appendix C: Bessel Functions (in Practical Electromagnetics: From Biomedical Sciences to Wireless Communication). Wiley Online Library // https://onlinelibrary.wiley.com/doi/pdf/10.1002/9780470054208.app3
- Cpropep-Web complex chemical equilibrium and rocket performance calculations // http://rocketworkbench.sourceforge.net/equil.phtml
- 14. В. Дорнбергер Фау-2. Сверхоружие Третьего Рейха. 1930 1945. Москва, Центрполиграф, 2004, 350 с.
- 15. Реактивный институт. Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/Peaктивный\_институт
- 16. Б. Е. Черток Ракеты и люди. Книга 1. Москва, Машиностроение, 1999, 294 с. // <u>http://militera.lib.ru/memo/0/pdf/russian/chertok\_be-1.pdf</u>
- 17. В. П. Глушко Ракетные двигатели ГДЛ ОКБ. Москва, Академия наук СССР, 1975, 78 с. // http://www.astronaut.ru/bookcase/books/glushko/text/01.htm
- 18. БИ-1. Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/БИ-1
- 19. А. Первушин Ракетчики под репрессиями. *Warspot.ru*, 10.01.2022 // <u>https://warspot.ru/21213-raketchiki-pod-repressiyami</u>
- 20. Первые отечественные ракетные жидкостные двигатели конструкции В. П. Глушко // <u>http://epizodsspace.narod.ru/bibl/glushko/razv/01d.html</u>
- 21. Музей космонавтики и ракетной техники им. В. П. Глушко // https://www.kpopov.ru/military/spb\_space.htm#ancor3
- 22. ЖРД РД-107 и РД-108 и их модификации. *Liquid Propellant Rocket Engine*. // <u>http://www.lpre.de/energomash/RD-107/index.htm</u>
- 23. V-2 Combustion Chamber Cutaways. *Heroicrelics.org* // <u>http://heroicrelics.org/info/v-2/combustion-chamber-cut-away.html</u>
- 24. C. Chun Thunder over the horizon. From V-2 Rockets to Ballistic Missiles. *Praeger Security International*, 2006, p. 236 // <u>https://epizodyspace.ru/bibl/inostr-yazyki/clayton-from-v-2.pdf</u>
- 25. M. Wade XLR43-NA-1. Encyclopedia Astronautica // http://www.astronautix.com/x/xlr43-na-1.html
- 26. Walter Riedel. *Metapedia* // <u>https://de.metapedia.org/wiki/Walter\_Riedel</u>
- 27. Konrad Dannenberg. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/Konrad\_Dannenberg
- J. A. Halchak et al. Chapter 12: Materials for Liquid Propulsion Systems. Aerospace Materials and Applications, 1 August 2018 //<u>https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20160008869/downloads/20160008869.pdf</u>
- K. D. McCutcheon U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 4.2: The Redstone Engine. 7 December 2020 // <u>https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE04/RPE04-2.shtml</u>
- 30. Дж. Нильсен Аэродинамика управляемых снарядов. Москва, Оборонгиз, 1062, 474 с.

- 31. Redstone Rocket Engines (A-6 AND A-7). *Heroicrelics.org // http://heroicrelics.org/info/redstone/redstone-engines.html*
- 32. Rocketdyne E-1. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne E-1
- 33. Rocketdyne F-1. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne\_F-1
- 34. Apollo program. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo\_program
- K. D. McCutcheon U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 8.11: The Rocketdyne F-1 Engine. 13 May 2021 // <u>https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE08.11/RPE08.11.shtml</u>
- 36. Combustion Instability. YouTube, 30 April 2019 // https://www.youtube.com/watch?v=DjWiuMIGVEs
- 37. Liquid Rocket Engine Nozzles. *NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), SP-8120*, July 1976 // https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19770009165/downloads/19770009165.pdf
- М. Солонин Триумф. История «лунной гонки». Часть 6. YouTube. Декабрь 2022 // https://www.youtube.com/watch?v=-ocE3jd4yu4
- K. D. McCutcheon U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 5: The Atlas Missile. 1 January 2021 // https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE05/RPE05.shtml
- 40. M. Wade LR-89-5. Encyclopedia Astronautica // http://www.astronautix.com/l/lr89-5.html
- Предыстория создания ЖРД РД-107 и РД-108. Liquid Propellant Rocket Engine. // <u>http://www.lpre.de/energomash/ED/index.htm</u>
- 42. В. Ф. Рахманин Первая межконтинентальная и первая космическая ракета Р-7. Тридцать три года в ракетной технике: успехи, разногласия, конфликты. Двигатель, N 6, 2016, с. 38 46 // <a href="https://rvsn.ruzhany.info/0\_2020/rakhmanin\_108.html">https://rvsn.ruzhany.info/0\_2020/rakhmanin\_108.html</a>
- 43. G. P. Sutton History of Liquid Propellant Rocket Engines. AIAA, 2006, 911 p.
- 44. Г. Горелик Андрей Сахаров: Наука и свобода. Москва, Молодая гвардия, 2010, 448 с. // <u>https://flibusta.org.ua/b/655471/download/?format=fb2.zip</u>
- 45. Ядерные испытания в СССР, т. 1. Саров, Российский Федеральный Ядерный Центр ВННИЭФ, 1997, 279 с. // <u>https://web.archive.org/web/20110719071650/http://npc.sarov.ru/issues/testing.html</u>
- 46. С. Т. Брезкун, В. М. Воронов Конструктор в атомной проблеме. Книга о Давиде Абрамовиче Фишмане. Саров, Российский Федеральный Ядерный Центр – ВННИЭФ, 2007, 425 с. // <u>http://elib.biblioatom.ru/text/konstruktor-v-atomnoy-probleme\_2007/go,2/</u>
- 47. P-7A. Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/P-7A
- Б. Е. Черток Ракеты и люди. Фили Подлипки Тюратам. Книга 2. Москва, Машиностроение, 1999, 298 с. // <u>http://militera.lib.ru/memo/0/pdf/russian/chertok\_be-2.pdf</u>
- 49. Г. И. Борзенко, Б. И. Каторгин и др. Смесительная головка камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и камера ЖРД с этой головкой. Патент RU2205973C2, приоритет от 30.06.2000 // https://patents.google.com/patent/RU2205973C2/ru
- 50. Каторгин, Борис Иванович. Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/Каторгин, Борис Иванович
- 51. Исаев, Алексей Михайлович. Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/Исаев, Алексей Михайлович
- 52. А. А. Васин, Б. И. Каторгин и др. Камера жидкостного ракетного двигателя и ее корпус. Патент RU2158841C2, приоритет от 21.01.1999 // <u>https://patents.google.com/patent/RU2158841C2/ru</u>
- 53. Г. Н. Абрамович Прикладная газовая динамика, Москва, Наука, 1969.
- 54. F-1 Thrust Chamber. Heroicrelics.org // http://heroicrelics.org/info/f-1/f-1-thrust-chamber.html
- 55. OAO «НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко». *Liquid Propellant Rocket Engins //* <u>http://www.lpre.de/energomash/index.htm</u>
- 56. Б. Е. Черток Ракеты и люди. Горячие дни холодной войны. Книга 3. Москва, Машиностроение, 1999, 398 с. // <u>http://militera.lib.ru/memo/0/pdf/russian/chertok\_be-3.pdf</u>
- 57. P-9A. Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/P-9A
- 58. Б. И. Губанов Триумф и трагедия «Энергии». Прежде всего о двигателе первой ступени. *Buran.ru* // <u>http://www.buran.ru/htm/07-3.htm</u>
- 59. В. Ф. Рахманин Проблематичное начало и драматический конец разработки ракеты-носителя H1. Эпизоды космонавтики, 02 декабря 2021 // <u>https://epizodyspace.ru/bibl/dvigatel/2011/6/problematichnoe.pdf?from=thealphacentauri</u>
- 60. ЖРД РД-170 (11Д521) и РД-171 (11Д520). Liquid Propellant Rocket Engines // http://www.lpre.de/energomash/RD-170/index.htm
- 61. История двигателя НК-33: в дело после 40 лет консервации. *Вести.ru*, 05.11.2011 // <u>https://www.vesti.ru/article/2076445</u>
- 62. Список запусков ракет-носителей семейства «Зенит». Wikipedia // https://ru.wikipedia.org/wiki/Список запусков ракет-носителей семейства\_«Зенит»
- 63. C. E. Anderson A New View of the Rocketdyne F-1 Engine. *National Air and Space Museum*, 02 November 2022 // <u>https://airandspace.si.edu/stories/editorial/new-view-rocketdyne-f-1-engine</u>
- 64. OAO «Самарский научно-технический комплекс им. Н.Д. Кузнецова». Liquid Propellant Rocket Engins // <u>http://www.lpre.de/sntk/index.htm</u>
- 65. ЖРД НК-33 (11Д111) и НК-43 (11Д112). *Liquid Propellant Rocket Engins // <u>http://www.lpre.de/sntk/NK-33/index.htm</u>*

- 66. Союз-2 (семейство ракет-носителей). *Wikipedia // <u>https://ru.wikipedia.org/wiki/Coюз-2\_(семейство\_ракет-</u> носителей)*
- 67. Antares (rocket). Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/Antares (rocket)
- Гриценко Е. А. и др. Камера сгорания с акустическим поглотителем. Патент RU 2161262C2, приоритет от 25.01.1999 // <u>https://patenton.ru/patent/RU2161262C2</u>
- 69. Apollo 17. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo 17
- 70. Liquid hydrogen as propulsion fuel. Part II: 1950 1957: 8. Suntan. NASA History, NASA SP-4404, 1978 // https://history.nasa.gov/SP-4404/ch8-7.htm
- 71. RL10. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/RL10
- 72. 1958 First rocket engine to use high-energy liquid hydrogen as fuel. *ASME*, #36 RL-10 Rocket Engine // https://www.asme.org/about-asme/engineering-history/landmarks/36-rl-10-rocket-engine
- K. D. McCutcheon U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 8.22: The Rocketdyne J-2 Engine. 3 August 2022 // <u>https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE08.22/RPE08.22.shtml</u>
- 74. W. F. Dankhoff et al. M-1 Injector Development Philosophy and Implementation. *NASA TN D-4730*. August 1968 // <u>https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19680021132/downloads/19680021132.pdf</u>
- 75. R. E. Bilstein Stages to Saturn. A Technological History of the Apollo/Saturn Launch Vehicles. J-2 Problems and Solutions. *NASA History*, *NASA SP-4206*, 1996 // <u>https://history.nasa.gov/SP-4206/ch5.htm</u>
- 76. W. F. Dankhoff The M-1 Rocket Engine Project. NASA TMX-50854. October 1963 // https://web.archive.org/web/20150105151202/http://alternatewars.com/BBOW/Space\_Engines/M-1\_Rocket\_Engine\_Project.pdf
- 77. List of Space Shuttle missions. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/List of Space Shuttle missions
- K. Hollis SSME Main Injector Assembly, 21 February 2020 // https://gandalfddi.z19.web.core.windows.net/Shuttle/SSME\_MPS\_Info/ssme\_maininjector.jpg
- 79. Which STS mission raised the normal engine throttle above 100%, and what change to the SSME made that possible? *Space Exploration*, July 2016 // <u>https://space.stackexchange.com/questions/16971/which-sts-mission-raised-the-normal-engine-throttle-above-100-and-what-change/16993#16993</u>
- K. Van Hooser and D. P. Bradley Space Shuttle Main Engine Relentless Pursuit of Improvement. AIAA SPACE 2011 Conference, September 2011 // https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120001539/downloads/20120001539.pdf
- Space Shuttle Main Engine Orientation. Space *Transportation System Orientation, Boeing*, June 1998 //
- <u>http://large.stanford.edu/courses/2011/ph240/nguyen1/docs/SSME\_PRESENTATION.pdf</u>
  82. ЖРД РД-0120 (11Д122). *Liquid Propellant Rocket Engines // <u>http://www.lpre.de/kbkha/RD-0120/index.htm</u>*
- 83. РД-0120 Жидкостный ракетный двигатель. *КБ химической автоматики //* http://www.k204.ru/books/vrd/wiki2/PDF/KBHA.pdf
- 84. V. S. Rachuk et al. Design, Development, and History of the Oxygen/Hydrogen Engine RD-0120. AIAA 95-2540, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 10 – 12 July 1995 // http://lpre.de/resources/articles/AIAA-1995-2540.pdf
- 85. K. D. McCutcheon U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 6: The Titan Missile. 03 August 2022 // https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE06/RPE06.shtml
- 86. Aerojet LR87. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/Aerojet LR87
- 87. И. Афанасьев H1: Совершенно секретно. Крылья Родины, N 9 11, 1993 // https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/k-r/1993/9-n-1.html
- 88. ЖРД РД-253 (11Д43) и РД-275 (14Д14). *Liquid Propellant Rocket Engines* // <u>http://www.lpre.de/energomash/RD-253/index.htm</u>

Москва, 25.03.2023

Ю. И. Лобановский