

## О реализуемости некоторых вариантов «пого» в свете проблем программы Starship

Ю. И. Лобановский

### Краткое содержание

В работе приведены оценки величины различий при возбуждении гидроакустических колебаний в линиях питания двигателя горючим и окислителем, которые показывают, что связь между осцилляциями давления и тяги сильнее в линиях питания окислителем. Поэтому опасный автоколебательный процесс типа «пого» на них более вероятен, а скорость его развития в этом случае, при прочих равных условиях, должна быть выше, что и подтверждается пусками IFT-1 и IFT-2 системы Starship. Однако, найдены также примеры возникновения «пого» с гидроакустическими осцилляциями и в линиях питания двигателей горючим.

Показано, что повышение давления в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей увеличивает скорость развития «пого» и, следовательно, степень опасность этого автоколебательного процесса, а анализ данных, касающихся ракеты Ангара, ясно продемонстрировал возможность возбуждения «пого» в ракетных системах с двигателями закрытого цикла.

Описаны причины сначала исчезновения «пого» с горизонта внимания ракетостроителей в последние десятилетия, а, затем, его неожиданного возвращения. Они были вызваны исключительно изменениями конструкций современных ракет и их двигателей. Из представленных материалов следует, что система Starship – практически «идеальная среда обитания пого», а также то, что для успешного завершения создания этой космической системы необходима специальная программа оценки возможных проявлений «пого» и борьбы со всеми вариантами этого очень опасного процесса еще до их реализации.

**Ключевые слова:** «пого», автоколебания, авария, Starship, частота, возбуждение, гидроакустические колебания, собственные колебания

### Список символов

$c$  – скорость звука  
 $e^*$  – удельная теплота сгорания топлива  
 $e_{st}$  – стехиометрическая удельная теплота сгорания  
 $F$  – тяга двигателя  
 $f_c$  – частота собственных колебаний корпуса ракеты  
 $f_n$  – частота гидроакустических колебаний  
 $g$  – ускорение свободного падения  
 $L$  – длина  
 $L_{eq}$  – эквивалентная длина колебательного контура  
 $N$  – мощность реактивной струи  
 $p$  – давление  
 $S$  – площадь поперечного сечения  
 $u$  – характеристическая скорость реактивной струи (удельный импульс)  
 $v$  – скорость течения жидкости  
 $\alpha$  – коэффициентом избытка окислителя  
 $\mu$  – массовый расход потока жидкости  
 $\rho$  – плотность жидкости  
 $\theta$  – отношение масс окислителя и горючего  
 $\varepsilon$  – относительная величина возмущения  
 $\Delta$  – символ разности

### Индекс

0 – невозмущенное значение

### I. Введение

В статье [1] был описан метод расчета частоты колебаний в проточных гидроакустических колебательных контурах, соответствующих линиям питания компонентами топлива жидкостных ракетных двигателей, с внутренними элементами, вносящими энергию в поток жидкости. В ней, и в последующей серии работ [2 – 4] этот метод использовался для оценки возможности возбуждения автоколебаний типа «пого», что давало объяснение всем инцидентам со взрывами ракетной системы Starship в сборке в первом полете [1] и ее отдельных ступеней во втором [2 – 4]. Как известно, процессы типа «пого» в прошлом также приводили к серьезным проблемам при пусках ракет, и, зачастую, заканчивалось их авариями и взрывами [5].

По причинам, которые описываются в этой работе далее, острота проблем, связанных с «пого» в последние десятилетия – во времена застоя ракетостроения, резко ослабла. Но в самое последнее время, когда уже выросло поколение ракетостроителей, для которых слово «пого» значит либо немного, либо совсем ничего, этот грозный процесс вдруг вернулся. Мы утверждаем, что все основные проблемы системы Starship, а также ракеты-носителя Ангара-А5, связаны с различными его проявлениями.

Сейчас все это кажется уже достаточно очевидным, однако нам до сих пор неизвестны не только спектры частот гидроакустических осцилляций в топливных линиях ракеты Starship или упругих колебаний ее корпуса, и их значения, но даже и упоминания о том, что какие-либо колебания возникали при двух ее полетах. Очевидно, такова политика компании SpaceX – разработчика этой многоцветной ракетной системы, которая заметно ужесточилась примерно с середины декабря 2023 года. При этом условия реализации процессов типа «пого» во время ее полета в некоторых случаях ранее никогда не встречались при запусках прежних одноразовых ракет, в которых обычно использовались двигатели открытого цикла, в отличие от современных ракетных двигателей закрытого цикла.

Поэтому здесь описывается более глубокий анализ физических основ возбуждения гидроакустических автоколебаний, в рамках создания полной теории «пого», а также приводится информация о зарегистрированных и доведенных до общественности колебаниях типа «пого» на современной ракете с двигателем закрытого цикла.

## **II. Оценка различия величин возмущений при возбуждении гидроакустических колебаний в линиях питания горючим и окислителем**

Одним из необходимых условий возбуждения «пого» является существование положительной обратной связи между гидроакустическими и упругими колебаниями. Не пытаясь сейчас ее полностью описать, ограничимся только рассмотрением вопроса о влиянии гидроакустических возмущений на то, что вызывает упругие колебания, то есть на осцилляцию тяги силовой установки ракеты. Этот аспект сложного процесса имеет сейчас наибольший практический интерес в связи с тем, что, как правило, гидроакустические возмущения, инициирующие «пого», возникали в линии окислителя, по крайней мере, все известные нам случаи при использовании в качестве окислителя жидкого кислорода происходили именно так. А первый процесс возникновения «пого» в полете Starship объясняется нами через гидроакустические возмущения в линии метана, то есть, горючего [1]. При этом горючее во всех известных маршевых ракетных двигателях в основную камеру сгорания всегда подавалось с избытком, а окислитель, соответственно, с недостатком, по отношению к стехиометрическому соотношению этих компонент топлива, потому, что горючее всегда оказывалось более легким компонентом, и, вследствие этого, максимальная эффективная скорость истечения реактивной струи достигалась именно при таком соотношении компонент, см., например, [6].

Это означает, что изменение поступления горючего и окислителя в основную камеру сгорания вследствие флуктуации расхода одной из этих компонент приводит к различным последствиям. Если флуктуация происходит в линии горючего, то тяга изменяется только вследствие изменения расхода рабочего тела. Если флуктуация происходит в линии окислителя, то тяга изменяется и из-за изменения расхода рабочего тела, и вследствие изменения тепловой энергии, выделившейся в этот момент в основной камере сгорания ракетного двигателя. В то же время, одинаковое изменение расхода рабочего тела из-за флуктуации окислителя (тяжелого компонента) действует на тягу двигателя меньше, чем флуктуация горючего (легкого компонента). Постараемся свести эти эффекты вместе, и количественно их оценить.

Сначала представим 3 формулы, описывающие основные характеристики ракетного двигателя:  $\mu$  – расход рабочего тела через него,  $F$  – его тягу и  $N$  – его мощность (мощность его реактивной струи). Как известно, массовый расход потока жидкости  $\mu$  в трубе определяется следующим образом:

$$\mu = \rho v S, \quad (1)$$

где  $\rho$  – плотность жидкости,  $v$  – скорость ее течения в трубе,  $S$  – площадь поперечного сечения трубы. Тяга двигателя  $F$  находится из формулы:

$$F = \mu u, \quad (2)$$

где  $\mu$  – расход рабочего тела,  $u$  – характеристическая скорость реактивной струи (удельный импульс). При этом мощность реактивной струи равна:

$$N = \frac{\mu u^2}{2} \quad (3)$$

Кроме того, нам важна тепловая мощность ракетного двигателя. Она, с точностью до малых поправок, определяется параметром  $e^*$  – удельной теплотой сгорания топлива, а также степенью отклонения процесса горения от стехиометрии, характеризуемой двумя зависимыми друг от друга величинами:  $\alpha$  – коэффициентом избытка окислителя (который на практике всегда меньше 1, то есть формальный избыток на самом деле является недостатком), или параметром  $\theta$  – отношением масс окислителя и горючего. Тогда

$$e^* = \frac{\alpha e_{st}}{1 + \theta}, \quad (4)$$

где  $e_{st}$  – стехиометрическая удельная теплота сгорания (см. [6]).

Если в качестве первого приближения пренебречь влиянием геометрии сопла на эффективную скорость истечения, то есть изменениями эффективности процесса от отношения площади сечения сопла на срезе к площади его критического сечения, то для первых оценок можно принять, что

$$N \sim e^*, \quad (5)$$

тем более, что сейчас нас будет интересовать только сравнение характеристик двух линий питания одного и того же двигателя, а в этом случае соотношение (5) является точным.

Основным параметром, характеризующим гидроакустические осцилляции, обычно являются величины возмущений давления  $p$  в топливной линии за насосом, так как их проще всего измерить, и они там наиболее велики. А в предыдущих формулах основным динамическим параметром жидкости являлась скорость ее течения  $v$ . Поэтому нам нужно связать между собой осцилляции скорости и давления, для чего используем уравнение Бернулли. Так как изменение высоты участка линии питания за насосом всегда невелико, используем уравнение Бернулли без гидростатической компоненты:

$$p + \frac{\rho v^2}{2} = \text{const} \quad (6)$$

Тогда, если принять следующие обозначения: индекс 0 относится к невозмущенному параметру,  $\Delta$  – символ разности,  $\varepsilon$  – относительная величина возмущения, то для давления за насосом получим следующие выражения:

$$p = p_0 \pm \Delta p = p_0 (1 \pm \varepsilon),$$

$$\Delta p = \varepsilon p_0,$$

и из уравнения (6) получим

$$v = v_0 \pm \Delta v = v_0 \left[ 1 \pm \left( \frac{p_0}{\rho v^2} \right) \varepsilon \right],$$

а из соотношений (1, 2)

$$\mu = \mu_0 \left[ 1 \pm \left( \frac{p_0}{\rho v^2} \right) \varepsilon \right]$$

Рассмотрим теперь возбуждение возмущения в потоке горючего, которое поступает в основную камеру сгорания в избытке. В этом случае энерговыделение при горении не изменится, и  $N = \text{const}$ . Тогда из соотношения (3) следует:

$$\left( \frac{\Delta F}{F_0} \right)_f \approx \frac{1}{2} \left( \frac{p_0}{\rho v^2} \right) \varepsilon \quad (7)$$

Если же возмущение возбуждается в потоке окислителя, поступающего в основную камеру сгорания при недостатке, то энерговыделение в процессе горения возрастет, и из соотношений (3 – 5) следует, что:

$$\left( \frac{\Delta F}{F_0} \right)_{ox} \approx \frac{\theta_0 + 1.5}{\theta_0 + 1} \cdot \left( \frac{p_0}{\rho v^2} \right) \varepsilon \quad (8)$$

Разделив величину возмущения тяги при осцилляциях в линии окислителя (8) на ее величину при осцилляциях в линии горючего (9) и считая, что скорости течения жидкости там близки, получим соотношение

$$\frac{\Delta F_{\text{ox}}}{\Delta F_{\text{f}}} \approx \frac{P_{\text{ox}} \rho_{\text{f}}}{P_{\text{f}} \rho_{\text{ox}}} \cdot \frac{2\theta_0 + 3}{\theta_0 + 1} \cdot \theta_0, \quad (9)$$

из которого можно оценить «чувствительность» двигателя по тяге к колебаниям давления за насосами горючего и окислителя.

Из формулы (9), в частности, следует, что в случае двигателя Raptor-2 (см. [1]) осцилляции давления в кислородной линии питания приводят к возмущениям тяги примерно в 2.2 раза бóльшим, чем возмущения в линии метана. Далее, возмущения тяги вызывают новые осцилляции потока как на входе в насос, так и на выходе из него, и в процессе при общем коэффициенте усиления возмущений более 1 возникает положительная обратная связь, которая необходима для возбуждения «пого». Из полученных оценок следует что «пого» при поддержке этого процесса возмущениями потока кислорода должно возбуждаться легче и быстрее. И действительно, в первом полете ракеты Starship, когда процесс «пого» происходил при осцилляциях потока метана, система управления оказалась способна его временно подавлять, создавая при этом на 2 порядка более медленный колебательный процесс в виде суперспайков, возникавших через каждые 12 секунд [1]. А в обоих случаях проявления «пого» во втором полете при осцилляциях потоков кислорода, система управления ничего сделать не успевала, и оба раза, как на первой, так и на второй ступенях, происходили взрывы [3, 4].

Следует отметить, что до сих пор был известен только один случай возбуждения «пого» с осцилляциями в линии горючего. В ракете Titan II GLV, которая являлась вариантом боевой ракеты, предназначенным для запуска пилотируемых кораблей Gemini, были выявлены незатухающие колебания «пого», создававшие вибрационные ускорения совершенно неприемлемой для астронавтов величины, хотя сама ракета до начала работ по подавлению «пого» ни разу выходила на режимы отключения двигателей и/или уничтожения в полете. К подобному результату удалось придти только когда стали пытаться воспрепятствовать процессу «пого». Это был первый случай, когда американские разработчики ракет столкнулись с такими проявлениями «пого», которые было необходимо устранять. NASA и ВВС США сформировали специальный комитет по исследованию колебаний ракет. Борьба с «пого» продолжалась 22 месяца – с марта 1962 года по январь 1964 года, было выполнено не менее 24 пусков ракет Titan II, пока не достигли желаемого результата – уменьшения уровня максимальных вибраций до  $\pm 0.25$  g. Проблема была решена за счет увеличения давления в топливных баках, и установки подавителей гидроакустических осцилляций двух разных типов в линиях окислителя (четыреокси азота) и горючего (азрозина 50). Интересно отметить, что когда первоначально попытались подавить осцилляции давления только в линии окислителя, «вместо гашения «пого» вибрации полезной нагрузки увеличились до  $\pm 5$  g, что привело к преждевременному отключению двигателя первой ступени и потере миссии» [7]. При этом оценка (9) показывает, что осцилляции давления в линии четырехокси азота приводили в двигателе LR-79 (см. [8]) к возмущениям тяги примерно в 1.6 раза бóльшим, чем в линии азрозина 50.

В принципе, это соотношение не слишком сильно отличается от того что было получено для системы Starship, так что данный результат еще раз подтверждает реальность автоколебаний типа «пого» в первом полете системы Starship.

Кроме того, из приведенных оценок видна не менее чем пропорциональная зависимость между возмущениями тяги и давлением компонента топлива за насосом. Это должно приводить к тому, что чем выше давление в ракетном двигателе, тем быстрее развивается и становится все более интенсивным процесс «пого», если он возник, то есть потенциальная опасность «пого» увеличивается при росте давления в двигателях. И действительно, в ракете Saturn V, по крайней мере, дважды возникали такие автоколебания, но один раз произошел только отрыв нескольких панелей, а во втором – преждевременно отключился один из пяти двигателей второй ступени, но катастрофических последствий в результате этих инцидентов не было [5, 7]. В то же время, у ракеты Starship, давление за насосами в двигателях Raptor-2 которой в несколько раз выше, чем было в двигателях F-1/J-2 ракеты Saturn V, все 3 процесса «пого», возникшие в двух полетах, закончились взрывами. То есть, чем совершеннее двигатель, тем опаснее развитие «пого» в ракетной системе с такими двигателями.

### III. Анализ процесса «пого», возникшего на российской ракете с двигателями закрытого цикла

Еще одним возражением против того, что основная причина взрывов системы Starship с двигателями закрытого цикла – это автоколебания «пого», могло бы заключаться в том, что все ракеты, в которых ранее возникали процессы «пого» (Saturn V, Atlas, Titan II, УР-100), приводились в движение жидкостными ракетными двигателями открытого цикла, а у первой погибшей из-за «пого» ракеты – трехступенчатого варианта Р-7, использовался даже внешний привод топливных насосов от турбины, работающей на продуктах разложения перекиси водорода [5, 7]. При этом анализ не показывает какого-то существенного

влияния «открытости» или «закрытости» цикла ракетного двигателя на возможность возникновения «пого», но критерий истины – практика. Можно, конечно, вспомнить, что случай возникновения «пого» в четвертом испытательном полете советской лунной ракеты Н1 с двигателями НК-15 закрытого цикла все-таки, кажется, был, однако вследствие недостатка информации это не стало общепризнанным фактом [5, 9]. Так что, проанализировать случай возникновения «пого» на современной, только еще доводимой до кондиции ракеты с двигателями закрытого цикла, в котором известна частота процесса, было бы весьма полезно для совершенствования понимания того, что происходило с системой Starship.

И такой случай нам представился. Ангара-А5 – новая российская ракета-носитель тяжелого класса имеет пакетную схему – центральный модуль (вторую ступень) окружают 4 практически аналогичных боковых модуля, которые все вместе образуют первую ступень. При этом двигатели первой и второй ступени запускаются на земле практически одновременно, и для того, чтобы вторая ступень могла исполнять свою роль, то есть работать после того, как боковые модули отделятся, ее двигатель, такой же, как на боковых модулях, необходимо очень сильно, до 30 % от номинала, дросселировать [10]. Как показали испытания на стендах, используемый там двигатель РД-191 способен достаточно эффективно и устойчиво работать во всем этом диапазоне тяг [11]. Однако, спустя через 4 с лишним года после первого испытательного пуска Ангары-А5 в декабре 2014 года, официально квалифицированного как «успешный» [12], в январе 2019 года, П. С. Лёвочкин, главный конструктор НПО «Энергомаш», разработчика и производителя семейства двигателей РД-170/171, РД-180 и РД-191, неожиданно заявил, что «в процессе создания двигателя РД-191 обнаружилась проблема в обеспечении устойчивой работы на режимах глубокого дросселирования по тяге (ниже 38 % от номинального значения). В такой ситуации, в двигателях начинаются низкочастотные колебания, которые в итоге «могут привести к возникновению резонанса и разрушению конструкции ракеты-носителя» [13, 14].

Сейчас уже неизвестно, произошло это выступление главного конструктора на Королёвских чтениях или нет (автор не присутствовал на чтениях 2019 года), так как «существование подобного дефекта в тот же день отверг глава Роскосмоса Дмитрий Рогозин. Данные о проблемах с двигателем РД-191 для тяжелой ракеты «Ангара-5» он назвал удивительными и абсурдными» [15]. Однако, конечным результатом всей этой трагикомедии вокруг Ангары-5А для нас стал общественный доступ к информации, которую сообщил П. С. Левочкин: «Данная проблема проявляется в возникновении низкочастотных (НЧ) колебаний тяги двигателя (порядка 4 Гц) при переходе на режим 38 % от номинального значения тяги и ниже» [14].

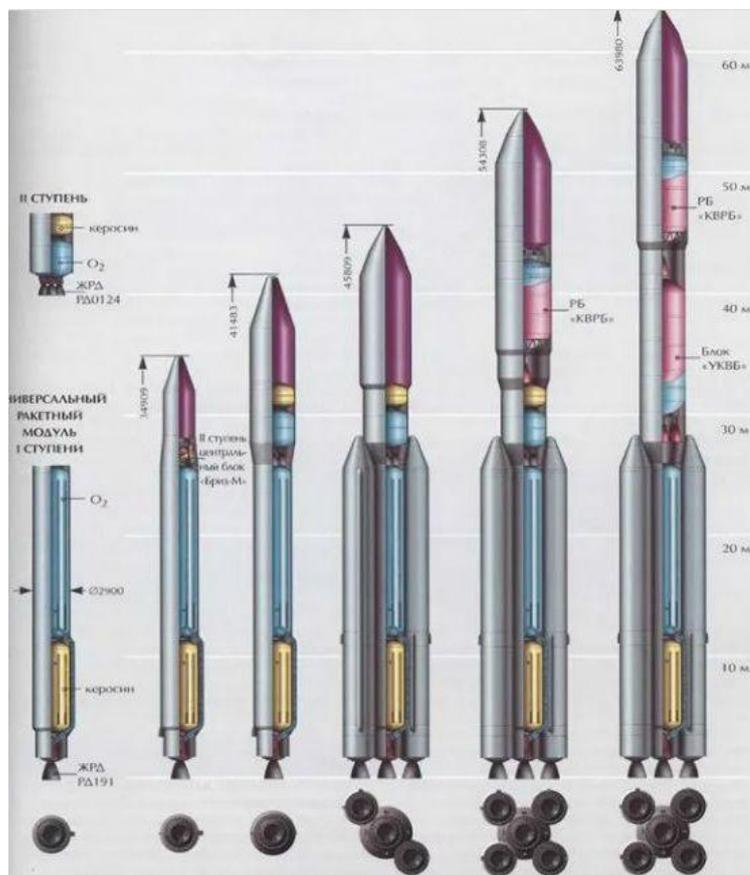


Рис. 1 – Универсальный модуль и различные варианты ракеты Ангара [16]

После этого, имея изображение универсального модуля ракеты Ангара-А5 на фоне метрической линейки [16], см. рис. 1, нетрудно оценить высоту керосинового бака этого модуля – около 7.4 м. Добавив типичную длину трубопровода кислорода от дна бака керосина до двигателя – 3.0 м [1], определим длину участка линии питания двигателя кислородом от бака до насоса как 10.4 м ( $L_2 \approx 10.4$  м).

По изображению двигателя РД-191 рис. 2 из источника [11], можно также оценить и длину участка линии питания двигателя кислородом от насоса до газогенератора в диапазоне 1.5 – 2 м – см. на причудливо изогнутый канал с черными точками по всей длине ( $L_1 = 1.5 - 2$  м, используя тот факт, что диаметр среза сопла двигателя равен 1.43 м [17]).



Рис. 2 – Двигатель РД-191

Давление за насосом РД-191 точно неизвестно, однако известно давление в его основной камере сгорания – 25.8 МПа. Известно также давление за насосом его прародителя, двигателя РД-170/171 – 60.2 МПа, а также давление в каждой из его четырех камер сгорания – 24.5 МПа [18]. Из пересчета этих данных с хорошей степенью точности легко получается давление за насосом РД-191 –  $p_2 = 63.4$  МПа, что только на 10 % меньше, чем у двигателя Raptor-2. Давление на входе в насос РД-191 также неизвестно, но оно явно находится в пределах  $p_1 = 0.3 - 0.4$  МПа (первая величина характерна для ракет 60-х – 70-х годов, например, для лунной ракеты Saturn V, с корпусами из алюминиевых сплавов, а вторая – как у системы Starship с корпусом из нержавеющей стали). Информация о том, что в двигателях РД-170/171/191 стоят бустерные насосы, препятствующие возникновению кавитации на основных насосах [18], которых нет у двигателя Raptor-2, также свидетельствует о том, что наиболее вероятен вариант с более низким давлением на входе в насосную группу РД-191, однако, все-таки, проведем расчет частот гидроакустических колебаний для обоих возможных значений давления на входе в насос. Известная частота этих колебаний – около 4 Гц, замыкает комплекс данных и позволяет их верифицировать.

Тогда перепад давления на кислородной насосной группе двигателя РД-191 на номинальном режиме работы  $p_2/p_1 = 210$  при наиболее вероятном значении  $p_2 = 0.3$  МПа, что больше, чем у кислородного насоса двигателя Raptor-2 и близок к перепаду давления на метановом насосе последнего. При  $p_2 = 0.4$  МПа на номинальном режиме  $p_2/p_1 = 158.5$  Дросселирование до 38 % по тяге по оценке соответствует снижению давления в камере сгорания примерно до 41 % от номинального [6]. Поэтому перепад давления на этом

режиме снижается до  $p_2/p_1 \approx 85/65$ . По этим данным были проведены расчеты частот гидроакустических осцилляций в кислородной линии питания двигателя РД-191. Длина причудливо изогнутого тракта между выходом из насоса и входом в зону горения газогенератора определялась расчетом из условия, что на дроссельном режиме частота колебаний  $f_n = 4.00$  Гц. А затем рассчитывался номинальный режим работы двигателя, на котором работали двигатели боковых блоков ракеты Ангара-А5, и при определенной из первого расчета длине тракта  $L_1$  вычислялась частота гидроакустических колебаний на номинальном режиме работы двигателя, см. таблицу 1.

В ней используются следующие обозначения:  $c$  – скорость звука в жидком криогенном кислороде,  $p_2/p_1$  – степень повышения давления в кислородном насосе двигателя РД-191,  $L_1$  – длина кислородного тракта от насоса до газогенератора,  $L_2$  – длина кислородного тракта от бака до насоса,  $L_3$  – их сумма,  $L_{eq}$  – эффективная длина колебательного контура, то есть длина, которая соответствует частоте возникших в нем колебаний при отсутствии насоса,  $f_n$  – частота гидроакустических колебаний жидкого кислорода в тракте.

**Таблица 1**

Ракета Ступень Двигатель	$p_2/p_1$	$L_1$ (м)	$L_2$ (м)	$L_3$ (м)	$L_{eq}$ (м)	$f_n$ (Гц)
<b><math>c = 930</math> м/с</b>						
<b>Ангара-А5 Универсальный модуль РД-191</b>	210	1.51	3.0 + 7.4	11.91	90.7	2.56
	85				58.2	4.00
	158.5	1.97		12.37	90.0	2.58
	65				58.1	4.00

Видно, что полученные в этих расчетах длины изогнутого канала от кислородного насоса до газогенератора  $L_1$  совершенно совпали с предварительными оценками «на глаз» по рис. 2 (1.5 – 2 м), что позволяет утверждать, что представленные в таблице 1 результаты количественно хорошо соответствуют реальным данным. При этом частота осцилляций в кислородной линии питания ракеты на номинальном режиме работы двигателя мало изменяется от возможных в реализации вариантов и составляет 2.55 – 2.6 Гц.

Оценки собственной частоты упругих колебаний конструкции ракеты без боковых модулей  $f_e$  по методу, описанному в [1, 2] приводят к значению  $f_e \approx 12$  Гц, что очень близко к данным по ракете Titan II, что, конечно, и следовало ожидать, так та ракета 60-х годов и этот универсальный модуль весьма близки по конструкции, размерам и массе, только топливо в нем другое. Однако, в составе конструкции Ангара-5 этот модуль находится в тесном окружении четырех примерно таких же, как он, модулей, что естественно, должно сильно влиять на собственные частоты их упругих колебаний. И они уже не могут быть оценены указанным выше простейшим способом. Но, из экспериментальных данных следует, что если при гидроакустической частоте 4 Гц мы имеем сильный отклик конструкции центрального блока, то частота его упругих колебаний в варианте Ангара-А5 должна быть близка либо к 4 Гц, либо к 8 Гц.

А Ангара-1.2 с примерно такой же собственной частотой, которая была получена в приближенной оценке, – 12 Гц, и при номинальной тяге двигателя первой ступени с гидроакустической частотой 2.55 – 2.6 Гц никакого «пого» не испытывает. В худшем случае там можно было бы искать кратность 5 гидроакустической частоты по упругой, но практика показала, что такие кратности уже не способны ни к какому возбуждению, даже если они соответствуют точному согласованию частот.

В итоге, мы видим, что на современной ракете Ангара-А5 с двигателем закрытого цикла РД-191 четко выявлен вполне классический «пого-процесс», что полностью снимает сомнения в возможности возникновения подобного процесса при полетах системы Starship.

#### **IV. Причины, по которым современные ракетостроители оказались не готовы к возвращению «пого»**

К рубежу 50-х – 60-х годов XX века, в момент выхода человечества в космос, ракетостроители впервые по-настоящему столкнулись с «пого» – непрекращающимися или, хуже того, быстро растущими колебаниями конструкции ракеты и связанными с ними мощными осцилляциями давления в линиях питания двигателей. Первый такой случай закончился гибелью двух трехступенчатых «лунных» экземпляров советской ракеты Р-7 осенью 1958 года [5]. Сам термин «пого» возник в США в 1962 году, во время

длительной изматывающей почти двухлетней борьбы компании Martin, NASA и ВВС США за возможность установить на боевой ракете Titan II пилотируемый корабль Gemini. То поколение было весьма упорным, и после 24 пусков ракеты Titan II они добились своей цели.

Постепенно эмпирически были выработаны разнообразные способы подавления «пого» [5, 7]. «С тех пор NASA придерживается строгой философии «без пого», которая применялась к разработке космического челнока» – см. [7]. Придерживаться философии «без пого» в последние десятилетия – во времена застоя в ракетостроении – помогло и то, что конструкции ракет, а значит и собственные частоты их упругих колебаний изменялись мало, а жидкостные ракетные двигатели открытого цикла первых ступеней, характерные для времени выхода в космос, были заменены либо ЖРД закрытого цикла, либо твердотопливными ускорителями. А закрытый цикл позволил в 2 – 4 раза повысить давление в основной камере сгорания ЖРД, и потребовал при этом еще более существенного повышения перепада давления хотя бы на одном, а то и на обоих насосах. Так как при прочих равных условиях частота гидроакустических осцилляций приблизительно обратно пропорциональна квадратному корню из этого перепада [1], она значительно упала и вышла из резонанса с частотами упругих колебаний корпуса ракет – поэтому «пого» исчез сам собой без каких-либо специальных усилий.

И о нем уже практически забыли, когда он неожиданно вернулся из небытия. В России и в США это было вызвано разными причинами. Пакетная схема ракеты Ангара-5А потребовало сильного и длительного дросселирования двигателя закрытого цикла РД-191, такого, что его характеристики по давлению практически вернулись на уровень характеристик двигателей открытого цикла. А вместе с этим вернулся и «пого», о чем создатели Ангара и думать не думали. И для них автоколебания в двух связанных между собой положительной обратной связью колебательных контурах стали «опасными вибрациями двигателя». Достаточно ясно, чего они смогли добиться с таким пониманием этого явления.

Возвращение «пого» при первых полетах системы Starship вызвано более сложным комплексом причин. Во-первых, огромные размеры и стартовая масса этой системы естественным образом компенсировали рост частот собственных упругих колебаний, вызванных использованием в качестве конструкционного материала нержавеющей стали. И если первая и вторая ее ступени образуют единый колебательный контур, не разделенный вставкой с резко отличными характеристиками (как при IFT-1), то собственная частота колебаний корпуса этой ракетной системы близка к соответствующему параметру ракеты Saturn V. Во-вторых, влияние рекордно высокого давления в основной камере сгорания двигателя Raptor-2 на гидроакустическую частоту в кислородной линии было компенсировано чрезвычайно плотной компоновкой этого двигателя, которая позволила очень сильно уменьшить длину  $L_1$  важнейшего участка гидроакустического колебательного контура – трубопровода между насосом и окислительным газогенератором. Первый фактор снижал частоту, а второй ее повышал. Кроме того, перемещение кислородного бака вниз корпуса поближе к двигателям сильно уменьшило длину  $L_2$  уже второго участка колебательного контура – трубопровода от бака до насоса, что также увеличило эту частоту. В итоге, как упругая, так и гидроакустическая частоты оказались достаточно умеренными, и были одного порядка, что способствовало различным резонансам. В качестве иллюстрации можно вспомнить, что в кислородных линиях питания по указанным выше причинам гидроакустическая частота в ступени Super Heavy была довольно высокой – около 10 Гц, а у меньшего на полтора порядка универсального модуля ракеты Ангара она составила около 2.5 Гц. Основная причина – в том, что у двигателя Raptor-2 параметр  $L_1 \approx 0.4$  м, а у РД-191  $L_1 \geq 1.5$  м, И только сильное дросселирование РД-191 поднимает эту частоту и выводит ее в «зону резонанса» универсального модуля Ангара. А в метановой линии питания первой ступени системы Starship – Super Heavy, где отсутствуют оба фактора снижения длины колебательного контура, гидроакустическая частота упала настолько сильно ( $\sim 2$  Гц), что возникли условия возбуждения «пого» уже при кратности частот 2 или 3.

В целом можно отметить, что система Starship является почти «идеальной средой обитания пого», так как сложность выполняемых этой системой миссий создает огромное разнообразие факторов, очень сильно изменяющих гидроакустическую и упругую частоты системы в целом и отдельных ее ступеней в зависимости от этапа полета. Значительно изменяются: масса объектов, степень дросселирования двигателей, способных работать в рекордно широком диапазоне давлений и тяг, давление в баках из-за больших колебаний гидростатического давления и сброса газов наддува, что приводит к сильным изменениям давления на входе в насосы, а также, возможно, иногда и к появлению кавитации на основных насосах в отсутствии бустерных, способной очень сильно изменить скорость звука в среде, а значит, и частоту процесса. И на все это накладываются кратности частот, а также уже рассматриваемые сейчас значительные изменения конструкции. По существу, уже очевидно, что без программы анализа возможных проявлений «пого» и борьбы со всеми возникающими вариантами этого очень опасного процесса, создание ракетно-космической системы Starship не может быть успешно завершено.

## Выводы

1. Проведенные оценки величины различий при возбуждении гидроакустических колебаний в линиях питания двигателя горючим и окислителем показывают, что связь между осцилляциями давления и тяги сильнее в линиях питания окислителем. Поэтому «пого» на них более вероятно, а скорость его развития в этом случае, при прочих равных условиях, должна быть выше, что и подтверждается пусками IFT-1 и IFT-2 системы Starship.
2. Однако, найдены также примеры возникновения «пого» с гидроакустическими осцилляциями и в линиях питания двигателей горючим.
3. Повышение давления в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателях увеличивает скорость развития «пого» и, следовательно, степень опасность этого автоколебательного процесса.
4. Анализ данных, касающихся ракеты Ангара, ясно продемонстрировал возможность возбуждения «пого» в ракетных системах с двигателями закрытого цикла.
5. Причины сначала исчезновения «пого» с горизонта внимания ракетостроителей, а, затем, его неожиданного возвращения, вызваны исключительно изменениями конструкций современных ракет и их двигателей.
6. Система Starship – практически «идеальная среда обитания пого». Для успешного завершения создания этой космической системы необходима специальная программа оценки возможных проявлений «пого» и борьбы со всеми вариантами этого очень опасного процесса еще до их реализации.

## Литература

1. Ю. И. Лобановский – Причина аварии системы Starship в первом полете. *Synerjetics Group*, 05.10.2023, 20 с. // [https://www.synerjetics.ru/article/starship\\_crash.pdf](https://www.synerjetics.ru/article/starship_crash.pdf)
2. Ю. И. Лобановский – Причины аварий обеих ступеней системы Starship во втором полете. *Synerjetics Group*, 04.12.2023, 10 с. // [http://www.synerjetics.ru/article/second\\_flight.pdf](http://www.synerjetics.ru/article/second_flight.pdf)
3. Ю. И. Лобановский – Механизм взрыва первой ступени системы Starship во время ее возвратного маневра. *Synerjetics Group*, 12.01.2024, 11 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/boostback.pdf>
4. Ю. И. Лобановский – Механизм взрыва второй ступени системы Starship во втором полете на финише ее разгона. *Synerjetics Group*, 18.01.2024, 7 с. // [http://www.synerjetics.ru/article/second\\_stage.pdf](http://www.synerjetics.ru/article/second_stage.pdf)
5. Б. И. Рабинович – Неустойчивость жидкостных ракет и космических аппаратов и некоторые фрагменты истории борьбы с ней. *Препринт ИКИ РАН*, 2006, 40 с. // <http://www.iki.rssi.ru/books/2006rabinovich.pdf>
6. Ю. И. Лобановский – Законы сохранения и феноменология ракетных двигателей. *Synerjetics Group*, 30.06.2008, 21 с. // [http://www.synerjetics.ru/article/rocket\\_engines.pdf](http://www.synerjetics.ru/article/rocket_engines.pdf)
7. С. Е. Larsen – NASA Experience with Pogo in Human Spaceflight Vehicles. *NTRS – NASA Technical Reports Server*, NATO-OTAN-RTO-MP-AVT-152, 10 May 10 2017, 23 p. // <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20080018689/downloads/20080018689.pdf>
8. Anon. – Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines. NASA SP-8107, 1 August 1974 // <https://ntrs.nasa.gov/citations/19750012398>
9. И. Афанасьев – Н-1: Совершенно секретно. Крылья Родины, N 9 – 11, 1993 // <https://epizodyspace.ru/bibl/k-r/1993/9-n-1.html>
10. Ангара-A5. *Wikipedia* // <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ангара-A5>
11. РД-191. *Wikipedia* // <https://ru.wikipedia.org/wiki/РД-191>
12. Список пусков ракет-носителей «Ангара». *Wikipedia*
13. Разработчик сообщил о проблеме в двигателях ракеты «Ангара». *РБК*, 18.01.2019 // [https://www.rbc.ru/technology\\_and\\_media/18/01/2019/5c41528b9a79471c32f1370e](https://www.rbc.ru/technology_and_media/18/01/2019/5c41528b9a79471c32f1370e)
14. П. С. Левочкин, Е. Н. Семина, И. В. Бурцев – Обеспечение устойчивой работы жидкостного ракетного двигателя на режимах глубокого дросселирования. *XLIII Королёвские академические чтения по космонавтике, Секция 3*, 29.01 – 01.02.2019, с. 72 – 73.
15. В двигателях ракеты «Ангара» усомнились. *БК, Новости, Омск*, 17.03.2019 // [https://bk55.ru/news/article/146809/?utm\\_source=google.com&utm\\_medium=organic&utm\\_campaign=google.com&utm\\_referrer=google.com](https://bk55.ru/news/article/146809/?utm_source=google.com&utm_medium=organic&utm_campaign=google.com&utm_referrer=google.com)
16. Семейство ракет Ангара // <https://i1.wp.com/oruzhie.info/images/stories/angara/raketa-nositel-angara-06.jpg>
17. В. П. Зюзликов и др. – Газодинамические процессы в газоходе стартового комплекса малого заглубления для ракет космического назначения легкого класса. *Исследования Наукограда*, 1, 4 (22), Октябрь – декабрь, 2017, с. 14 – 22 // [http://www.journal-niss.ru/journal/archive/22/journal\\_22.pdf](http://www.journal-niss.ru/journal/archive/22/journal_22.pdf)
18. ЖРД РД-170 (11Д521) и РД-171 (11Д520). *Liquid Propellant Rocket Engines* // <http://www.lpre.de/energomash/RD-170/index.htm>