

Причина аварии системы Starship в первом полете

Ю. И. Лобановский

Краткое содержание

В работе на основании стрима от 20 апреля 2023 года о запуске системы Starship, а также имеющихся в открытом доступе телеметрических данных, продемонстрировано, что на всем участке траектории, где происходил управляемый полет, ракета с периодом 12 секунд испытывала резкие колебания ускорения, выразившиеся в виде, по крайней мере, 10 пар узких пиков сначала резкого падения ускорения системы Starship почти до 0, а затем очень резкого его роста.

Показано, что такое поведение системы Starship вызвано ранее неизвестным в ракетной технике взаимодействием продольных автоколебаний типа «пого» с системой управления, причем эти автоколебания возбуждались гидроакустическими возмущениями давления в магистралях питания ракетных двигателей метаном. Создана численная модель расчета гидроакустических колебаний с разрывом давления на насосе, проанализировано их взаимодействие с собственными продольными колебаниями корпуса Starship. Было также показано, что интенсивные колебания типа «пого» с частотой около 6 Гц, активировались колебаниями в магистралях метана с кратностью по частоте 3 или 4.

Из расчетов следует, что дросселирование двигателя повышает частоту гидроакустических колебаний, поэтому ответ системы управления на интенсивные колебания типа «пого» в виде снижения тяги двигателей переводил колебательную систему из окрестности точки первичной кратности в еще более опасную точку более низкой кратности частот, что и приводило к никогда ранее не встречавшемуся поведению ракетной системы с сильными двойными забросами продольного ускорения сначала вниз, а затем вверх, что, в итоге, и вызвало ее аварию.

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

Список символов

c – скорость звука
 c_0 – скорость звука в безграничной среде
 D – диаметр
 E – модуль упругости
 E_f – модуль упругости жидкости
 E_w – модуль упругости материала стенки трубы
 F – функция
 f_n – частота гидроакустических колебаний
 f_e – частота собственных колебаний корпуса ракеты
 k – жесткость колебательной системы
 L – длина
 L_a – акустическая длина колебательного контура
 L_{eq} – эквивалентная длина колебательного контура
 m – масса
 n – номер моды акустических колебаний
 p – давление
 T – температура
 δ – толщина стенки
 k – параметр масштабирования
 ρ – плотность
 $\theta = (\pi E D \delta) / (m L)$

I. Введение

Как известно, 20 апреля 2023 года со стартовой позиции на частном космодроме Star Base в окрестностях техасского поселения Boca Chica на побережье Мексиканского залива был произведен первый испытательный запуск системы Starship. В соответствии с практикой компании SpaceX – создателя этой новой перспективной и потенциально многоразовой системы запуск был показан в прямом эфире в режиме реального времени, причем на экране непрерывно демонстрировались и некоторые ее летные данные, в том числе – скорость полета. И еще во время просмотра этого видео, автор данной работы обратил внимание, что при движении по траектории скорость ракетной системы периодически почти переставала

увеличиваться, то есть были заметны долгопериодические продольные колебания ракеты в полете. Причем они сопровождались отключениями двигателей, взрывами, пожарами в отсеках и сбоями телеметрии. В конце концов, Starship потерял управление и был подорван. Достаточно очевидно, что подобная картина не могла быть вызвана ничем, кроме какого-то вида автоколебаний, хотя их период и оказался беспрецедентно низким для ракетных аппаратов.

Автор неоднократно разрабатывал и/или развивал теории, описывающие различные виды автоколебаний, поэтому он решил разобраться и в том, что увидел на экране. К концу мая искомая теория в целом была создана, а через 45 дней после первого полета системы Starship, в начале июня, была закончена и описывающая ее работа. К тому времени ожидалось, что второй запуск ракетной системы состоится до конца лета 2023 года, так что автор решил подождать с обнародованием этой работы до ее подтверждения, уже очевидного всем, в виде второй аварии. Однако, многочисленные задержки этого события в связи с отсутствием разрешений на запуск от различных правительственных инстанций США сдвигают его на неопределенный срок. Поэтому автор решил опубликовать краткий вариант этой работы сейчас. По-видимому, сейчас реально появилось время на проведение мероприятий, которые предотвратили бы вторую аварию системы Starship по той же самой причине, что и первая, и, возможно, позволило бы ей в итоге не повторить скорбный путь советской лунной ракеты Н1. «Не было бы счастья, да несчастье помогло».

II. Основные события первого испытательного полета системы Starship и двойные спайки

20 апреля 2023 года со стартовой позиции на частном космодроме Star Base в окрестностях техасского поселения Boca Chica на побережье Мексиканского залива был произведен первый испытательный запуск системы Starship, состоящей из первой ступени (ускорителя) – Super Heavy B7 и одноименного корабля – второй ступени Starship S24.

По результатам тестирования силовой установки на старте были включены только 30 двигателей из 33 [1] (из анализа далее полученной информации следует, что это были E1 – один из трех центральных двигателей, и два двигателя внешнего кольца – E26 и E27), на 27-й секунде якобы «произошел взрыв неизвестной природы», в результате которого были сорваны (knocked out) защитные экраны четырех двигателей внешнего кольца (E17 – E20), и была потеряна связь с контроллером одного из этих двигателей [2]. Через 11 секунд после этого, на 38-й секунде полета отключился первый двигатель из 30 работавших. Это был двигатель E18 внешнего кольца, из тех, у которых были сорваны защитные экраны.

На 60-й секунде полета перестал работать двигатель E22, а не позднее 67-й секунды отключился сосед E-18 – двигатель E19, но, возможно, не полностью (то есть функционировал в режиме малой тяги). Около 90-й секунды отключился второй центральный двигатель E2, а на 99-й секунде – шестой двигатель внешнего кольца – E23. Примерно на 110-й секунде полета двигатель E23, судя по иконографике, как будто бы включился снова, хотя двигатели внешнего кольца средств для запуска в полете не имеют. На 112 – 113-й секундах полета был замечен мощный выброс пламени, а на 122-й секунде вся первая ступень оказалась охваченной огнем [3]. Ракета в этот момент начала совершать нерасчетный маневр на кабрирование, который, в итоге, перешел в кувырок, представлявший собой полноценное сальто, или с иной точки зрения этот маневр можно назвать фигурой высшего пилотажа «мертвая петля». При этом, по утверждению И. Маска, еще на 85-й секунде было утеряно управление вектором тяги двигателей [2]. Затем, не разрушившись во время кувырка, ракета совершила еще два подобных маневра вплоть до выработки топлива. На 200-й секунде полета она была подорвана, чтобы ее обломки не вышли за пределы запланированной заранее зоны падения первой ступени, и через 40 секунд после этого, войдя в более плотные слои атмосферы, она, наконец, развалилась на отдельные фрагменты.

Были зафиксированы также довольно значительные разрушения стартовой позиции [2], однако, по словам И. Маска нет никаких свидетельств о том, что какой-либо двигатель мог получить повреждения при старте от обломков, образовавшихся при разрушении бетонного покрытия стартовой позиции.

Этот краткий сценарий испытательного полета системы Starship составлен на основе двух интервью И. Маска [1, 2], кадров стрима SpaceX [4], иконографики этого стрима, показывающей число работающих двигателей, телеметрической информации [5, 6] и хронологии событий [3, 7]. И нас интересует причина, вызвавшая аномальную работу Super Heavy – первой ступени гигантской ракетной системы.

Еще при просмотре стрима SpaceX, в котором в режиме реального времени были показаны подготовка к старту, старт, полет и взрыв системы Starship [4], в окне, демонстрирующем скорость разгона, нами были замечены странные периодические прекращения (или почти прекращения) роста скорости в короткие моменты времени (2 – 3 секунды), после чего снова начинались периоды ее быстрого увеличения. Все это происходило практически с самого старта, задолго до осуществления всех этих впечатляющих кульбитов, продемонстрированных ракетной системой в последние 1.5 минуты своего существования.

Эти наблюдения иллюстрируются рис. 1 – графиком зависимости скорости полета от времени, размещенном на форуме NSF через день после запуска [5]. Здесь скорость полета измеряется в километрах в час, время – в секундах, голубая кривая – данные с первой ступени носителя – Super Heavy, фиолетовая – со второй ступени Starship, две вертикальные голубые прямые и два малых голубых треугольных выступа – сбои передачи телеметрии. Судя по приведенным данным, имелось 4 очень кратковременных сбоя передачи с первой ступени Super Heavy, и ни одного при передаче информации со второй ступени Starship. Это означает, что периоды прекращения роста скорости существовали в реальности, и они никак не вызваны сбоями телеметрии (но, обратное вполне возможно и даже, как показал дальнейший анализ, почти очевидно). Небольшие расхождения данных с двух ступеней на последнем участке полета, когда Starship совершал быстрые повороты и вращения, очевидно, являются вполне объективным для датчиков, разнесенных, по-видимому, на несколько десятков метров (длина системы Starship – 120 м). При этом, до начала таких маневров оба датчика выдавали практически идентичные данные за исключением моментов кратковременных сбоев датчика, расположенного на первой ступени Super Heavy.

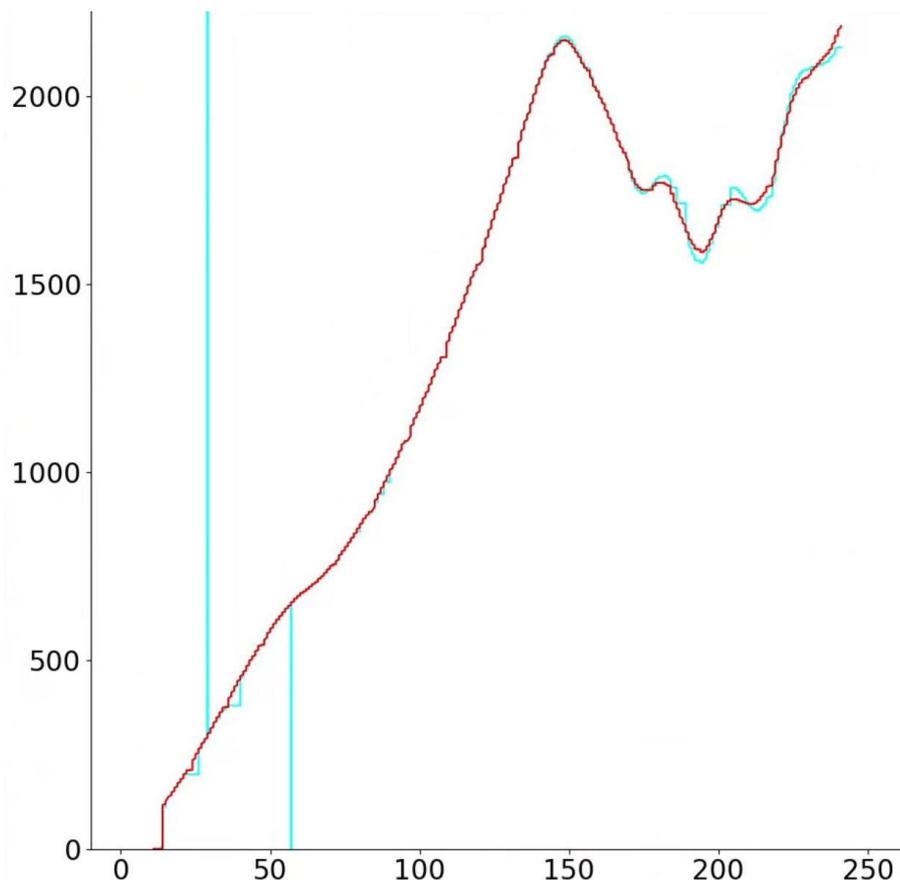


Рис. 1 – Зависимость скорости ракетной системы от времени полета [5]

Но значительно раньше, через 2 часа 15 минут после взрыва ракеты-носителя, в сети появилась телеметрия из другого источника с совмещенными данными о четырех ее параметрах: об ускорении ракеты (в $\text{см}/\text{с}^2$), о скорости (в $\text{м}/\text{с}$) и высоте полета (в сотнях метров), а также о числе работающих двигателей (на графике это число для получения соизмеримого масштаба кривых умножено на 10), см. рис. 2 [6]. Отказы двигателей E19 и E2 на этом графике, также как и в соответствующем информационном окне стрима, не были зафиксированы.

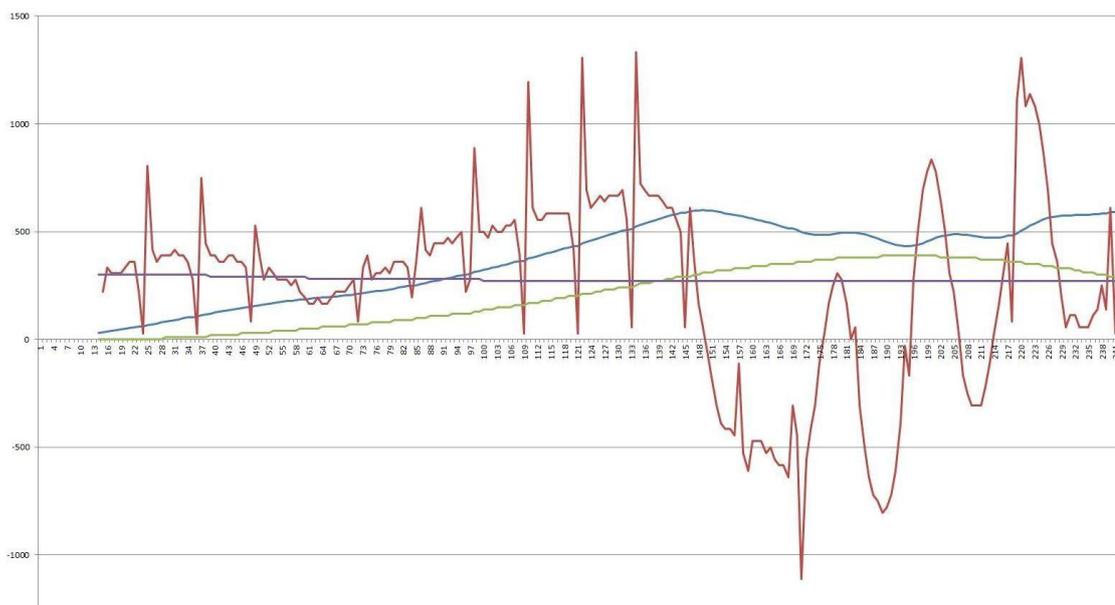


Рис. 2 – Скорость, ускорение, высота и число работающих двигателей системы Starship [6]

На рис. 2 на участке поступательного движения системы видно 10 периодически повторяющихся двойных разнонаправленных пиков ускорения (суперспайков), причем на последнем спайке траектория срывается, и система Starship переходит к беспорядочным кульбитам с вращениями.

Основной наш интерес был сосредоточен на телеметрии от начала ее демонстрации (примерно 15-я секунда полета), до, примерно, 145-й секунды, вплоть до которой полет по этим данным проходил, по крайней мере, с выдерживанием (в той или иной степени) траектории, близкой к заданной. Мы видим, что на этом участке графика ускорения имеются весьма острые пики, сначала направленные вниз, практически до 0, а затем резко вверх примерно до удвоения текущего ускорения. Именно в эти моменты скорость как бы замирала и на табло во время стрима. Им также соответствуют ступеньки на графиках скорости на рис. 1, построенные по данным как с первой, так и со второй ступеней системы Starship. Такие пики на диаграммах принято называть спайками, но здесь эти спайки весьма своеобразны – каждые 12 секунд согласованно возникала пара спайков вверх-вниз, только в интервале 50 – 70 секунд они пропустили одно свое совместное появление.

Дальнейший анализ показал, что на самом деле реальный процесс существенно отличается от того, что отображается на графике с периодом представления данных (квантованием) 1 секунда, так как характерная частота колебательного процесса, генерирующего эти спайки, должно быть, как показано далее, около 6 Гц. Следовательно, его характерное время – порядка 10^{-1} секунды, и для того, чтобы получить реальную картину, период квантования данных должен быть существенно короче, то есть быть порядка 10^{-2} секунды. Отметим также, что пропуск одного спайка соответствует моменту времени дросселирования силовой установки ускорителя, что следовало из плана полета и непосредственно видно по ускорению на рис. 2. При нормальном разгоне системы момент прохождения максимального скоростного напора, когда тяга ускорителя должна снижаться, – это 55-я секунда полета [7], а в реальности это время соответствовало 77-й секунде. Отсюда ясно, что силовая установка ускорителя причастна к возникновению спайков. Они, как будет показано далее, являются надпроцессом по отношению к первичному процессу, поэтому эти двойные спайки (из-за того, что они были впервые зафиксированы на Super Heavy) можно назвать суперспайками.

А пока сразу становится очевидно, что практически все вышеупомянутые значимые события происходили через 1 – 2 секунды после суперспайков, так что одно не вполне точно определенное по времени событие – отключение двигателя E2 (около 90-й секунды) естественно связать с пятым суперспайком (83 – 87 секунды полета). Событие, которое напрямую как будто бы не было связано с суперспайками – это отключение двигателя E19, однако, защитный экран этого двигателя был разрушен или сорван на втором суперспайке, и соседний двигатель E18 к тому моменту уже прекратил свою работу. Тогда мог начаться, например, пожар, из-за которого несколько позднее и остановился E19.

III. Колебания типа «пого» – одна из причин аномального поведения ракет-носителей

Итак, вполне естественно предположить, что первопричиной всех или почти всех возникших в полете проблем системы Starship являются описанные выше суперспайки, которые являются специфическим колебательным процессом, ранее в ракетной технике не встречавшимся. Период этого колебательного процесса равен 12 секундам. При сниженной тяге силовой установки силовой установки первой ступени

одного суперспайка не оказалось в нужное время, и интервал между последовательными суперспайками оказался удвоенным. Всего можно уверенно отметить 10 суперспайков до того момента, пока ракетная система еще совершала более-менее управляемый полет. Из того, что этот периодический процесс непосредственно влиял на движение всей ракетной системы, а также из того, что при сниженной тяге суперспайк не возник, явно следует, что этот процесс весьма похож на давно известные колебания типа «пого», ранее неоднократно приводившие к сильным вибрациям ракетных аппаратов, отключению их силовых установок или даже разрушению ракет в полете.

Колебания типа «пого» – опасные автоколебания ракет с частотой, обычно, 5 – 20 Гц, которые могут проявляться в системе, состоящей из упругого вдоль продольной оси корпуса ракеты и жидкости в топливных магистралях. Ракетные двигатели, потребляющие из магистралей топливо, отзываются на колебания его расхода в магистралях, из-за чего возникают колебания тяги, в свою очередь создающие упругие колебания корпуса, влияющие на расход топлива. Таким образом, создается положительная обратная связь между колебаниями жидкости (обычно, только одной из компоненты топлива, как правило, окислителя) и упругого твердого тела (конструкции ракеты или некоторых ее элементов, например, узла, передающего тягу двигателя на ее конструкцию) [8]. И если собственные частоты этих двух видов колебаний оказываются близки, они становятся незатухающими, а во многих случаях может наблюдаться их быстрый рост, когда подвод энергии к этому процессу от работы силовой установки превышает ее естественную диссипацию. В таком случае увеличение амплитуды колебаний будет продолжаться до тех пор, пока диссипация в системе не сравняется с подводом к ней энергии из внешнего источника (в случае «пого» – энергии сгорающего топлива), или пока система не изменит свой режим работы (будут отключены двигатели), или она не прекратит свое существование (ракетный аппарат разрушится).

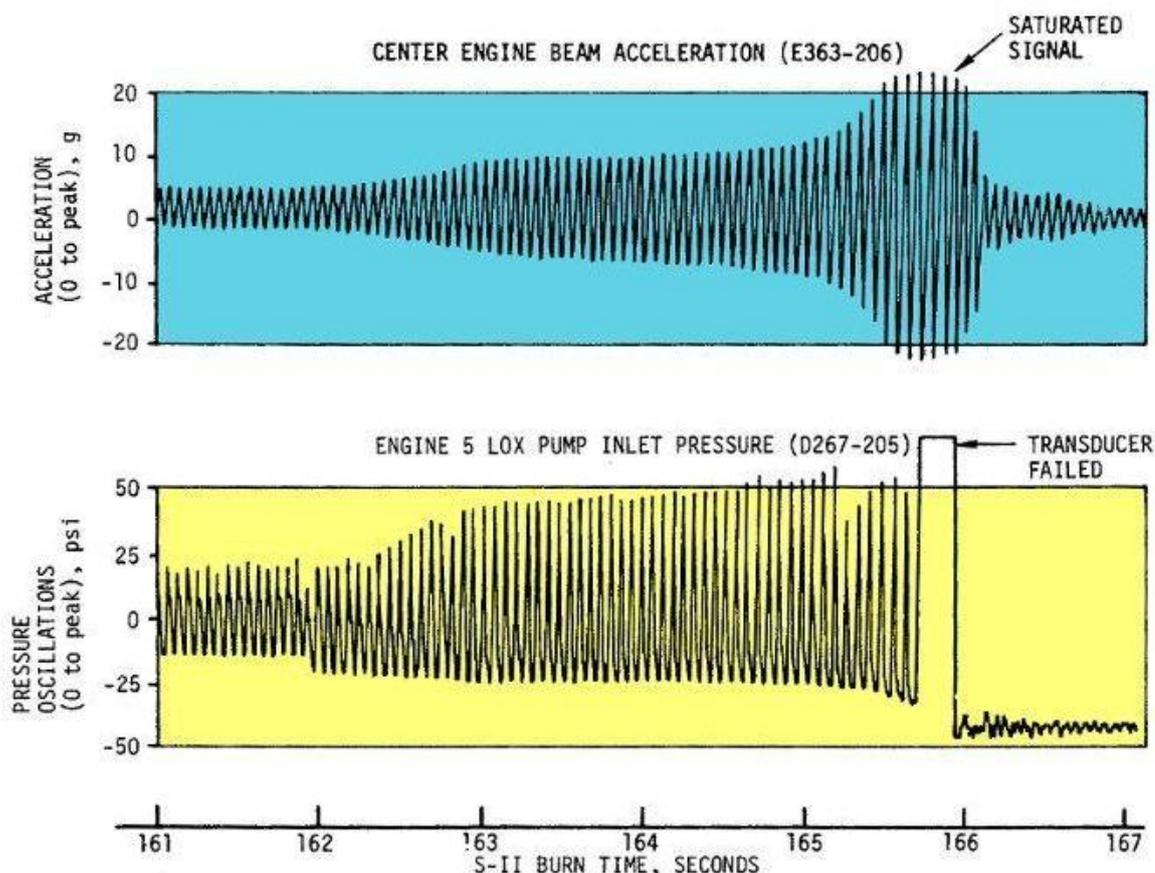


Рис. 3 – Осцилляции ускорения ступени S-II ракеты Saturn V и давления на входе в насос окислителя центрального двигателя ступени J-2 [9]

На первый взгляд кажется, что рассматриваемый нами процесс похож на колебания типа «пого» в их стационарном (не растущем) варианте. Однако, характерная частота «пого» порядка 5 – 20 Гц, а частота рассматриваемого процесса ~ 0.1 Гц, то есть на 1.5 – 2 порядка меньше. Количественное различие настолько велико, что не может не быть и качественным. И оно никак не может быть объяснено беспрецедентно большими размерами ракеты-носителя Starship – по стартовой массе она больше ракеты Saturn V чуть более чем в 1.5 раза. Ни у какой ракеты корпус не может иметь собственную частоту колебаний порядка 0.1 Гц. Кроме того, нормальный автоколебательный процесс выглядит совершенно иначе, чем то, что можно видеть

на рис. 2 – обычно наблюдается все более убыстряющийся рост амплитуд на нескольких десятках колебаний, пока не происходит либо его стабилизация, либо прекращение самого этого процесса. Запись одного такого автоколебательного процесса, возникшего в конце участка разгона второй ступени ракеты Saturn V при выведении на орбиту лунного пилотируемого корабля Apollo-13, имеется в общественном доступе, см. рис. 3.

В этом полете ракеты Saturn V незадолго до завершения работы второй ее ступени возникли колебания «пого» с частотой ~ 16 Гц по ускорению и ~ 15 Гц по давлению (см. рис. 3), связанные с работой ее центрального водородно-кислородного ракетного двигателя J-2. Примерно за 3.5 секунды они достигли такого уровня, что мгновенные ускорения соответствующего датчика вышли за пределы диапазона его работы, и, по оценкам, превысили 30 g. Датчик давления на входе в насос окислителя также отказал из-за нерасчетных уровней пиков давления, но система управления успела выключить этот двигатель, а затем за счет несколько более длительной работы четырех оставшихся двигателей J-2 связка из второй, третьей ступеней и корабля Apollo-13 достигла точки разделения ступеней с требуемой скоростью. Запустилась и дважды отработала программу без каких-либо проблем третья ступень с тем же двигателем J-2, отправив экипаж лунного корабля Apollo-13 к новым смертельно опасным приключениям [9].

Колеблющейся в трубах жидкостью в данном инциденте, как следует из его описания, был окислитель – жидкий кислород, а упругим твердым телом – подмоторная рама, на которой были закреплены 5 водородно-кислородных ракетных двигателей J-2. При этом процесс запустился только в одном, центральном двигателе, очевидно, отличавшемся от остальных четырех длиной магистрали от расположенного прямо над ними бака с жидким кислородом.

В описываемом автоколебательном процессе возбуждение от стационарного состояния до его прекращения произошло за 50 – 60 колебаний за время около 3.5 – 4 секунд. И длительность его уже оказалась соизмерима с рассматриваемыми нами интервалами между суперспайками – 12 секунд. Конечно, эти времена различаются в 3 – 3.5 раза, однако, скорость развития автоколебаний зависит как от частоты колебаний, так и от скоростей подвода и рассеивания энергии (определяющих декремент затухания или инкремент возрастания), которые в различных ракетных конструкциях могут сильно различаться. К тому же и связка из второй, третьей ступеней ракеты Saturn V и корабля Apollo различаются с системой Starship по массе на порядок – разве это не может повлиять на характерные времена рассматриваемых процессов? Из всего вышесказанного можно сделать вывод, что суперспайков как таковых в реальности не существует. Они появляются только как отображение реального автоколебательного процесса при квантовании информации на 2 порядка меньше, чем необходимо для полноценного его описания.

Автоколебательный процесс, названный спустя 2 десятка лет процессом типа «пого», и временами возникающий при разгоне ракетного аппарата, был замечен еще при пусках ракеты V-2 с полигона Пенемюнде, однако тогда он был довольно слаб, и Вернер фон Браун решил не обращать на него внимание. По настоящему впервые конструкторы ракет столкнулись с ним на рубеже 50-х и 60-х годов XX века (в СССР при запусках трехступенчатого варианта «лунной» ракеты Р-7 осенью 1958 года, а в США – при испытаниях пилотируемого варианта ракеты Titan-2 в 1962 году) [8]. Тогда же в Соединенных Штатах и появился термин «Pogo oscillation» для его описания по аналогии с популярной в то время на Западе детской игрушкой-прыгалкой, представляющей собой металлическую трубчатую палку с пружиной, подставкой для ног и ручками, чтобы за них держаться.

Как известно, полноценной теории колебаний типа «пого» ракетных систем до сих пор не существовало, однако вскоре было понято, что для их предотвращения необходимо сделать так, чтобы основные моды упругих колебаний корпуса или его элемента, включившегося в этот процесс, и гидроакустических колебаний компонента топлива в магистралях в достаточной степени различались бы по частотам. Для этого, как правило, после получения расчетных или эмпирических данных по первой моде продольных колебаний конструкции ракеты и эмпирических данных по колебаниям жидкости в топливные магистрали врезали гидравлические демпферы, значительно снижавшие частоту гидроакустических колебаний. Иногда поступали наоборот – например, на баллистической ракете УР-100Н для подавления «пого» уже после принятия ее на вооружение пришлось поставить грузы на упругой подвеске, настроенные на «антирезонанс» с частотой «пого» [8].

IV. Делай как нужно то, что можно, и как можно то, что нужно

Так как информации о последовательности колебательных процессов, произошедших 20 апреля 2023 года с системой Starship очень мало, а также потому, что отсутствуют сколько-нибудь определенные данные о конструкции ее первой ступени Super Heavy, в которой и возник описываемый процесс, для его понимания необходимо привлечь данные о других более подробно описанных процессах такого типа и конструкциях, и попытаться понять важнейшие характеристики не одного цикла «пого», а всей их совокупности. Но для

этого нужны хотя бы элементы теории колебаний типа «пого», которой до сих пор не существовало, в первую очередь, по-видимому, потому, что не было способов рассчитать колебания жидкости в топливных магистралях ракет в связи с тем, что в них находятся агрегаты (насосы и турбины), кардинально влияющие на этот процесс.

Для того, чтобы «на кончике пера» разобраться с апрельским инцидентом, следует найти способ расчета гидроакустических колебаний в трубопроводах ракетных двигателей. И, к счастью, для этого есть вполне подходящая база, наработанная в совершенно иной области инженерной деятельности – в гидроэнергетике. Поэтому следуя девизу, приведенному в заголовке этого раздела статьи и приписываемому Л. Ландау, сделаем как можно, то, что нужно, используя уже разработанную теорию возникновения гидроакустических автоколебаний в напорных водоводах гидроэлектростанций [10 – 12].

Как оказалось, эти автоколебания и «пого-процессы», будучи, по крайней мере, наполовину, различными по своей физической природе, практически полностью идентичны по своей механической сущности. В обоих случаях существуют 2 колебательных контура, процессы в которых усиливают друг друга вследствие взаимодействия между собой через энергетический объект, работа которого зависит от этих процессов. Поэтому, часть вырабатываемой им энергии вкладывается в колебания, и они и усиливаются. В ракетном аппарате этим энергетическим объектом является жидкостный ракетный двигатель, в напорном водоводе гидроэлектростанции – гидроагрегат, то есть турбина с электрогенератором. В обоих случаях одним из процессов являются колебания жидкости в трубе, а другим – упругие колебания конструкции (в «ракетном» варианте), или (в «гидроэнергетическом» варианте) – обычно, колебания кавитационного шнура, возникающего в водоводе за радиально-осевой турбиной при неоптимальном режиме ее работы. При этом процесс гидроакустических колебаний в гидроэнергетике является возбуждаемым, а в ракетной технике – наоборот, возбуждающим, если можно считать возможным использование таких однозначных определений для описания взаимосвязанных и тесно взаимодействующих между собой процессов. Если частоты возбуждающего и возбуждаемого процессов близки друг к другу, то могут возникнуть растущие автоколебания, что, обычно завершается, в лучшем случае, отключением энергетического объекта (ЖРД или гидроагрегата), а в худшем – разрушением всей системы, в которой этот процесс возник. Так разрушились, например две ракеты Р-7 в сентябре и октябре 1958 года при первых попытках запуска космических аппаратов к Луне [8], и машинный зал Саяно-Шушенской ГЭС при 75 человеческих жертвах в августе 2009 года [11, 12].

В связи с вышесказанным, сначала кратко рассмотрим колебания жидкости в трубе. Как известно со второй половины XVII века, в трубе, как с открытыми, так и закрытыми концами, заполненной сплошной средой, могут возникать стоячие волны, создающие колебания сплошной среды максимальной амплитуды. Набор частот этих волн бесконечен, но есть стоячая волна минимальной частоты, амплитуда которой наиболее велика. Для трубы, открытой с обоих концов (этот случай напорного водовода гидроэлектростанции) или закрытой с двух сторон, минимальная частота соответствует стоячей волне, половина длины которой равно длине этой трубы. Для магистрали подачи компоненты топлива в жидкостный ракетный двигатель, описывающая этот процесс модель должны соответствовать трубе, открытой с одного конца (там, где происходит вход компоненты топлива из бака), и закрытой с другого (там, где она попадает в основную камеру сгорания двигателя или его газогенератора). В камере сгорания жидкость превращается в слабо ионизированный газ, акустические возмущения в жидкости практически не проходят через границу жидкость – газ, а в основном, отражаются от нее, как от твердой стенки. Тогда минимальная частота колебаний в такой трубе соответствует стоячей волне, четверть длины которой равна длине этой трубы:

$$f_n = \frac{nc}{4L_{\text{eq}}}, \quad (1)$$

где f_n – частота моды n , c – скорость звука в сплошной среде, заполняющей трубу, L_{eq} – эквивалентная длина трубы, то есть такая, при которой формула (1) или иная аналогичная формула (например, полуволновая) являются правильными даже для менее тривиальных случаев, чем труба без каких либо внутренних элементов. Для пустой (без внутренних элементов) трубы с закрытыми концами $L_{\text{eq}} = L_a = L$, где L_a – это акустическая длина трубы, а L – ее физическая длина. Если хотя бы один из концов трубы открыт, ее акустическая длина становится немного больше, чем физическая, из-за сравнительно слабых эффектов, связанных с излучением звука из открытого конца [11]. Сейчас, на предварительном этапе рассмотрения проблемы этим эффектом, увеличивающим акустическую длину трубы по сравнению с физической длиной примерно на $2/5$ ее диаметра на каждый открытый конец, мы будем пренебрегать. Это не имеет никакого смысла в условиях, когда нам точно неизвестны реальные длины топливных магистралей ни одной из рассматриваемых далее ракет-носителей.

V. Особенности проточных гидроакустических колебательных контуров с внутренними элементами, отбирающими энергию от потока или вносящими ее в поток

Если в гидроакустический колебательный контур введены элементы, отбирающие энергию от потока или вносящие ее в поток, такие, как турбины или турбонасосы, то возможны различные соотношения между физическими и эквивалентными длинами контура. Особенно большие различия между ними получаются на единственно интересном нам сейчас «ракетном» четвертьволновом колебательном контуре при больших перепадах энергии, или, что практически то же самое, в случае относительно медленных потоков несжимаемой жидкости, перепадах ее давления. В таких случаях вполне возможно различие L и L_{eq} даже на порядок, см. далее.

Акустические колебания в трубе с перепадом энергии (давления) потока в виде ступеньки описывает система из двух нелинейных дифференциальных уравнений, полученных методом Фурье из одномерного волнового уравнения для потенциала скорости при определенных условиях на концах трубы и на границе разрыва параметров [10, 11]. Здесь не время и не место подробно описывать как вывод, так и способы решения этой системы уравнений, тем более что она была выведена для напорного водовода, то есть контура с открытыми концами и с турбиной – активным элементом, отбирающим энергию потока. Правда, те же самые уравнения столь же успешно использовались и для расчетов водоводов гидроаккумулирующих станций, на одном из двух возможных режимов работы которых турбоагрегат является насосом. Так что, по существу, единственное отличие «гидроэнергетической» и «ракетной» моделей состоит в граничном условии на одном из концов колебательного контура, приводящем, в случае «ракетной» модели к четвертьволновой базовой (и, по-видимому, единственной возможной) моде колебаний.

В этой системе уравнений имеется 2 безразмерных определяющих параметра, причем первый, отражающий высоту перепада давления на «ступеньке», моделирующей работу турбоагрегата, в основном определяет частоту собственных гидроакустических колебаний, а второй – пропорционален производной невозмущенного давления по расходу потока, и определяет инкремент возрастания или декремент затухания колебаний, и слабо влияет на частоту. Поэтому, как показали многочисленные расчеты акустических характеристик напорных водоводов, для предварительного частотного анализа колебательного контура вполне можно полагать второй параметр равным 0.

На рис. 4 представлены амплитуды первой полуволновой моды колебаний в напорном водоводе модельной гидроэлектростанции, близкой по характеристикам к Саяно-Шушенской ГЭС с округленными для удобства демонстрации величинами основных параметров. Течение воды происходит слева направо. Сплошные черные кривые со ступеньками в местах расположения турбины в водоводе – это результат решения упомянутой выше системы уравнений. Скачок амплитуды колебаний на ступеньке совершенно такой же, как и скачок стационарного (не колебательного) давления потока. Синий пунктир соответствует колебаниям той же частоты, но без активного элемента внутри водовода, то есть волне, какой бы она была без скачка параметров – полуволне эквивалентной длины L_{eq} . Красный пунктир – продолжение вверх по потоку колебательного решения из области за турбиной – полуволна той же эквивалентной длины, но с амплитудой, величина которой определяется из соотношения амплитуд на ступеньке. Так что реальная волна является сшивкой этих двух одинаковых по длине, но различных по амплитуде эквивалентных полуволн через ступеньку – скачок давления.

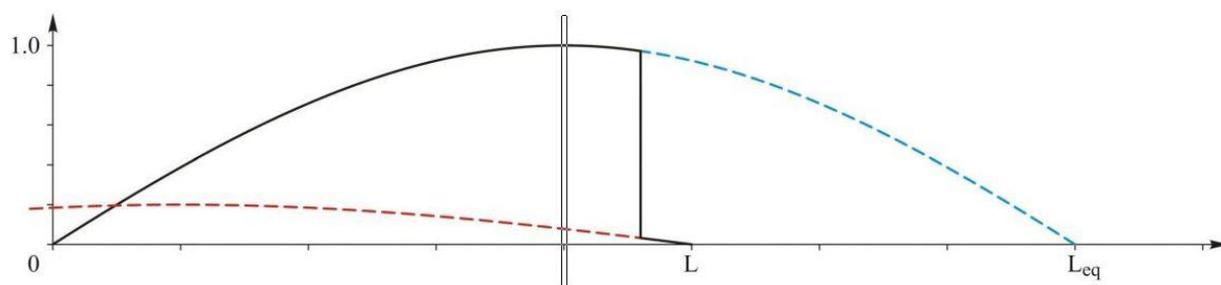


Рис. 4 – График амплитуды первой (полуволновой) моды акустических колебаний в напорном водоводе модельной гидроэлектростанции и вырезка из нее четвертьволновой моды

На рис. 4 высота перепада давления – 25:1, то есть высоконапорная радиально-осевая турбина, моделируемая ступенькой, отбирает на расчетном режиме у потока 96 % его энергии. Видно, что физическая длина водовода составляет только 5/8 от длины эквивалентного водовода без турбины.

Перейдем теперь к трансформации этих результатов на четвертьволновую моду, характерную для колебаний типа «пого». Для этого разделим зону колебаний на рис. 4 пополам, и рассмотрим ее правую половину. Очевидно, что если через середину зоны провести твердую (для акустических колебаний) границу, и поставить соответствующие граничные условия, а левую половину исключить из рассмотрения, то оставшаяся половина решения будет им удовлетворять – на правом открытом конце будет располагаться узел колебательной компоненты давления, а на середине, на новой левой границе, – максимум, как и должно быть на твердой стенке. При этом граница будет твердой стенкой только для акустических колебаний, а поток будет свободно ее пересекать, совершая при этом фазовый переход. Если мысленно изменить направление движения потока наоборот – справа налево, то ступенька превратится из падающей в возрастающую, то есть она будет моделировать уже турбонасос. И тогда для данного примера отношение физической длины четвертьволнового колебательного контура к эквивалентной составит, как видно из схемы, 1:4.

Кроме того, сразу становится очевидным, что при неограниченном уменьшении в топливной магистрали длины участка высокого давления и увеличении высоты ступеньки давления, отношение длины эквивалентного контура к длине реального (физического) контура будет неограниченно возрастать. Это означает, что на коротких топливных магистралях с высокими перепадами давления будут возникать гидроакустические колебания, частота которых может быть многократно ниже, та, что была бы в них при отсутствии насоса.

VI. Восстановление конструктивных характеристик кислородных магистралей первой и второй ступеней ракеты Saturn V по их частотам колебаний типа «пого»

Применим разработанный нами вариант теории акустических колебаний в трубе с энергетическим объектом внутри нее для четвертьволновой моды к реальным случаям колебаний «пого» в ракетах с ЖРД. Для того, чтобы сравнить теорию и экспериментальные данные, необходимо знать 5 параметров: длины топливной магистрали от бака до насоса и от насоса до ближайшей к нему камеры сгорания (основной или камеры сгорания газогенератора), перепад давления на насосе, частоту колебаний и скорость звука в жидкости. К сожалению, указанные выше длины участков топливных магистралей не имеют, по-видимому, только в конструкторской документации, не находящейся в открытом доступе, оставшиеся 3 параметра иногда можно найти в сети. При этом, сшивая гидроакустические решения для отдельных объектов с использованием разумных предположений об их конструкциях, можно на основании расчетов получить вполне определенные длины топливных магистралей, чтобы проанализировать их на адекватность. Если полученные результаты согласуются с инженерными представлениями о конструкции объектов, то предлагаемый метод расчета частот гидроакустических колебаний в топливных магистралях ЖРД может быть применен и в других случаях.

Пока найдено 2 инцидента с возникновением колебаний типа «пого», которые подходят под указанные выше условия: это автоколебания первой ступени S-IC ракеты-носителя Saturn V (экземпляр AS-502) при ее втором запуске 4 апреля 1968 года [8], и уже упомянутый выше случай «пого» второй ступени S-II той же ракеты (экземпляр AS-508, восьмой запуск) 11 апреля 1970 года [9]. В обоих инцидентах, как и во всех других, известных нам случаях возникновения колебаний «пого» на объектах с керосин-кислородными или водородно-кислородными ракетными двигателями, колебания всегда возникали в кислородных магистралях (всего 5 инцидентов с ракетами P-7, Saturn V и H1, см. [8]).

На первой ступени ракеты Saturn V использовались двигатели F-1, а на второй – J-2. Несмотря на то, что компонентами топлива в двигателе F-1 были керосин и кислород, и он был рассчитан на работу с поверхности земли, а J-2 – работал на водороде и кислороде при малом и нулевом внешнем давлении, эти двигатели, разработанные компанией Rocketdyne практически в одно и то же время, конструктивно кажутся почти близнецами, в том числе и по организации участков их кислородных магистралей, относящихся к двигательной арматуре (от насоса до основной камеры сгорания).

У них обоих кислородные насосы располагаются сбоку от основной камеры сгорания и соединяются с ее смесительной головкой через находящийся над ней «колпак для жидкого кислорода» (LOX/Oxidizer dome). Оценка размеров двигателей F-1 и J-2 (их длины составляют 5.64 м и 3.38 м соответственно, а диаметры – 3.72 м и 2.07 м) [13, 14] показала, что масштабы J-2 и F-1 соотносятся, примерно, как 0.6:1. Поэтому первым условием связи (условие 1) параметров гидроакустических колебательных контуров, описывающих процессы типа «пого» в двух рассматриваемых случаях было следующим: длина участка кислородной магистрали от насоса до смесительной головки у J-2 составляет 0.6 от соответствующей длины у F-1.

Длина магистрали от бака до насоса, напротив, определяется конструкцией ступени, в которой располагаются двигатели. Диаметры первой и второй ступени ракеты Saturn V одинаковы. Приблизительно

одинаковы и конструкции их двигательных отсеков [15, 16]. Но двигатель J-2, в котором начались колебания – центральный, без поворотного шарнира, и расположен против центральной части выпуклой задней крышки кислородного бака. Вследствие этого, будем считать, что его кислородная магистраль в 1.2 раза короче, чем такой же участок магистрали в двигательном отсеке у двигателей F-1 первой ступени.

Однако, на первой ступени S-IC бак с жидким кислородом находится над баком с керосином, высота которого равна 13.4 м [15], а на второй ступени S-II бак с жидким кислородом находится непосредственно над двигательным отсеком под баком с жидким водородом. Поэтому второе условие связи параметров колебательных контуров (условие 2) состояло в том, что длина этого участка на первой ступени была больше, чем на второй, еще и на высоту бака с керосином, то есть на 13.4 м.

Перепад давления на кислородных насосах известен: на входе давления составляли 0.45 МПа и 0.27 МПа для F-1 и J-2 соответственно, а на выходе из насосов – 11.0 МПа и 7.68 МПа [17]. Таким образом, чуть округленные отношения давлений на выходе и входе, то есть высоты ступенек на графиках типа левой половины рис. 4 составляют 24.5:1 для F-1 и 28.5:1 для J-2. Точнее определять эти величины смысла не имеет, так как физические длины колебательных контуров определяются из приближенных условий их согласования, а несколько округленные данные удобнее анализировать.

Для замыкания массива данных необходимо еще определить скорость звука в магистралях окислителя, то есть в потоке криогенного жидкого кислорода. Температура жидкого кислорода в баках близка к 90 К, давление на входе в насосы – примерно, 0.3 – 0.45 МПа. Очень подробные данные о скорости звука в жидком кислороде при различных температурах и давлениях приведены в источнике [18], которые и позволили получить необходимую информацию.

Численная модель, созданная изначально для расчета акустических параметров в воде, текущей в напорных водоводах ГЭС, где скорость звука была постоянной по всей длине водовода, не предусматривает разрыв этой скорости на разрыве давления. Поэтому расчеты в данной работе выполнялись для средней скорости звука, определяемой как полусумма скоростей при давлениях до и после насоса. Это вносит в получаемые результаты определенную погрешность, которая может быть устранена в дальнейшем при доработке модели.

При этом следует помнить, что скорость звука в трубе ниже, чем в безграничном слое жидкости, вследствие того, что труба при прохождении области повышенного давления деформируется («раздается»). Скорость звука в упруго деформируемой трубе определяется по следующей формуле (см. [19]):

$$c = \frac{c_0}{\sqrt{1 + \frac{D E_f}{\delta E_w}}},$$

где c_0 – скорость звука в безграничной жидкости, D – диаметр трубы, δ – толщина стенок трубы, E_f – модуль упругости жидкости, E_w – модуль упругости материала стенок трубы.

При этом модуль упругости жидкости может быть определен следующим образом:

$$E_f = \rho c_0^2, \quad (2)$$

где ρ – плотность жидкости, по которой распространяется звуковая волна.

Этот вопрос был тщательно отработан при определении скорости звука в воде, текущей через водовод Саяно-Шушенской ГЭС. В холодной воде Енисея (как, например, и Байкала) звук распространяется со скоростью около 1420 м/с (см. [20]). Однако, по данным источника [10], скорость звука в воде, текущей через массивный сталебетонный водовод Саяно-Шушенской ГЭС составляла 1350 м/с, то есть была на 5 % ниже, чем в безграничной жидкости. Так что скорость звука в компонентах топлива ракетного двигателя зависит и от конструктивных параметров магистралей, через которые они проходят, и более точная оценка этой величины может быть выполнена только при использовании данных производителя этого двигателя. А мы в первом приближении оценим снижение скорости в кислородных магистралях рассматриваемых далее ракетных двигателей в те же 5 %, так как, с одной стороны, ракетные конструкции более легки и ажурны, и, значит имеют меньшую жесткость, чем гидротехнические, но, с другой стороны, при $T = 90$ К модуль упругости жидкого кислорода E_f вдвое ниже, чем у воды при $T = 277$ К. В интересующих нас условиях у воды модуль $E_f \approx 2$ ГПа, у жидкого кислорода ~ 1 ГПа. При этом следует отметить, что модуль упругости

жидкого метана, далее также рассмотренного на предмет возникновения колебаний типа «пого», примерно такой же, как и жидкого кислорода, $E_f \sim 1$ ГПа (см. [21]).

Таблица 1

Ракета Ступень Двигатель	c (м/с)	p ₂ /p ₁	L ₁ (м)	L ₂ (м)	L ₃ (м)	L _{eq} (м)	f _n (Гц)
c = 845 м/с							
Saturn V S-IC F-1	845	24.5	1.36	13.40 + 3.51	18.27	40.5	5.21
			1.51		18.42	42.3	5.00
			1.66		18.57	44.0	4.80
c = 835 м/с							
Saturn V S-II J-2	835	28.5	0.90	2.92	3.82	13.9	15.0

В результате совместного решения волнового уравнения с разрывом параметров в месте расположения насоса для двух указанных выше наборов характеристик, при условиях 1 и 2 и при известных частотах гидроакустических колебаний, которые были равны 5.0 Гц на ступени S-IC и 15 Гц на ступени S-II [8, 9], однозначно определяются длины участков кислородных магистралей от насоса до камеры сгорания (L₁) и от бака до насоса (L₂). Эти расчетные величины приведены в таблице 1 (в разделе S-II и в средней строке раздела S-IC). В таблице L₃ – полная расчетная физическая длина кислородных магистралей, L_{eq} – эквивалентная длина колебательного контура (при известной частоте она легко вычисляется по формуле (1) при n = 1), f_n – частота гидроакустических колебаний. При этом скорость звука в потоке жидкого кислорода при решении уравнений для двигателя F-1 принималась равной 845 м/с, а для двигателя J-2 – 835 м/с.

В этом расчете, по-видимому, были получены вполне адекватные величины длин участков кислородных магистралей для обеих ступеней ракеты Saturn V. На ступени S-II длина трубопровода от бака до насоса – 2.92 м, от насоса двигателя J-2 до середины его смесительной головки – 0.90 м. На ступени S-IC трубопровод от кислородного бака до насоса двигателя F-1 значительно длиннее – 16.91 м, вследствие того, что он пересекает бак керосина, а средняя длина трубопровода от насоса до смесительной головки камеры сгорания – 1.51 м.

В реальности, у двигателя F-1 от насоса кислорода к смесительной головке вели 2 трубопровода несколько различной длины, отличавшей примерно на диаметр насоса. В связи с этим обстоятельством для ступени S-IC были приведены расчеты с длинами L₁, отличавшимися на ± 0.15 м от результата, полученного в совместном расчете. Частоты колебаний при этом сместились от среднего значения на ± 4 %, см. первую и третью строки раздела S-IC таблицы 1.

Смещение двух близких частот в «колпаке для кислорода» должно было привести к возникновению колебаний на основной (несущей) частоте, равной полусумме составляющих частот ~ 5.0 Гц и биениям с частотой ~ 0.2 Гц (полуразности составляющих частот). То есть примерно через каждые 5 секунд амплитуда колебаний жидкого кислорода оказывалась весьма небольшой, что должно было препятствовать развитию процесса автоколебаний, длившегося в интервале 100 – 130 секунд полета (то есть за время, в течение которого прошло около 150 колебаний), вплоть до завершения работы первой ступени. Возможно, именно эти биения (которых могло быть 5 – 6) уберегли ракету Saturn V в том полете от более серьезных неприятностей, чем те, которые с ней тогда произошли.

В завершение этого раздела отметим, что эквивалентные длины колебательных контуров из таблицы 1, то есть те длины, которые были бы у волн с данными частотами при отсутствии ступеньки давления, в 2.3 – 3.8 раза превышают реальные длины кислородных магистралей. Так как в расчетах параметров кислородных магистралей двух ступеней ракеты-носителя Saturn V по частотам процессов «пого» и характеристикам двигателей были получены вполне адекватные результаты для длин топливных магистралей, можно утверждать, что верификация предлагаемого расчетного метода закончена успешно.

VII. Оценки частоты и анализ гидроакустических колебаний в кислородных магистралях ступени Super Heavy во время первого полета системы Starship

Перейдем к оценке частот гидроакустических колебаний в кислородных магистралях первой ступени Super Heavy ракетной системы Starship в конфигурации, соответствующей ее первому пуску – ведь во всех известных случаях автоколебаний типа «пого» они всегда ранее инициировались исключительно колебаниями жидкого кислорода, если он входил в топливную пару.

Длина ступени Super Heavy составляет 69 м [22], что в 2.8 раза больше, чем у ступени S-II, но при этом высота двигателя Raptor-2 (3.1 м) [23] даже немного меньше, чем у J-2. Кислородный бак на ступени расположен под метановым, непосредственно над двигательным отсеком. Так что рассчитывать на то, что длина кислородных трубопроводов Super Heavy будет существенно больше, чем у ступени S-II, вряд ли придется. Вследствие чрезвычайно высокой компактности двигателя Raptor-2 и компоновке двигательного отсека ступени Super Heavy, будем считать, что длина участка кислородной магистрали от бака до насоса двигателя (отрезка L_2) равна 3.0 м.

Кислородный насос расположен в верхней части двигателя Raptor-2 прямо над камерой сгорания газогенератора турбины, работающей на окислительном газе. Поэтому, эта часть магистрали (отрезок L_1) должна быть существенно короче, чем у рассмотренных выше двигателей F-1 или J-2. В качестве базовой величины примем $L_1 = 0.40$ м. Но точные данные, необходимые для прямого расчета частоты колебаний, у нас отсутствуют, поэтому были рассмотрены также варианты с длинами – 0.30 м и 0.50 м.

Перепад давления на кислородном насосе двигателя Raptor-2 в 6 – 7 раз выше, чем у ранее рассмотренных ракетных двигателей. На входе давления равно 0.4 МПа и а на выходе – 69.6 МПа при 30 МПа в основной камере сгорания. Округляя, получим, что перепад давления на кислородном насосе в этом двигателе равен 170:1. Двигатель способен работать при дросселировании тяги до 20 % от номинала [23]. И снижение тяги действительно происходило на участке траектории в окрестностях зоны максимального скоростного напора, а также при каждом суперспайке. Поэтому оценим частотные характеристики процесса при снижении давления в камере сгорания и, соответственно на кислородном насосе в 2 и 4 раза ($p_2/p_1 = 85:1$ и 42.5:1). По оценкам (см. [24]) нижняя граница диапазона дросселирования двигателя Raptor-2 примерно соответствует перепаду давления на кислородном насосе 40:1. Рассмотрим также технически невозможный, но полезный для формального анализа уровень 28.5:1, как у J-2.

Таблица 2

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)
$c = 930$ м/с						
Starship Super Heavy Raptor-2	170	0.30	3.00	3.30	19.6	11.9
	85				14.0	16.6
	42.5				10.1	23.0
	28.5				8.42	27.6
	170	0.40		3.40	22.6	10.3
	85				16.1	14.4
	42.5				11.6	20.1
	28.5				9.59	24.2
	170	0.50		3.50	25.2	9.21
	85				18.0	12.9
	42.5				12.8	18.2
	28.5				10.6	21.9

При скорости звука $c = 930$ м/с, полученной осреднением по давлению, и сниженной на 5 % вследствие упругости трубопроводов, были проведены расчеты трех вариантов двигателя Raptor-2, и к каждому из них было добавлено по 3 степени дросселирования, см. таблицу 2.

Из нее можно видеть, что частота гидроакустических колебаний в кислородных магистралях первой ступени в полете 20 апреля 2023 года при номинальной работе двигателей, весьма вероятно, могла составлять от 9 Гц до 12 Гц. Более точное заключение может быть получено после предоставления реальных данных о длинах двух интересующих нас участков кислородных магистралей. Но, как показал дальнейший анализ, для качественных выводов все эти неопределенности, по существу, не имеют никакого значения. Полученное заключение оказывается вполне определенным.

В рассматриваемом диапазоне параметров уменьшение перепада давления на насосе в k раз, приводит к снижению частоты гидроакустических колебаний практически в \sqrt{k} раз, поэтому, если процесс колебаний типа «пого» возник при номинальной работе силовой установки, то ее дросселирование приводит к увеличению частоты гидроакустических колебаний в кислородном тракте и срыву процесса «пого».

Можно также отметить, что при таких больших перепадах давления на насосе, эффективная длина колебательного контура может быть в ~ 7.2 раза длиннее физической. Только в связи с этим эффектом гидроакустические частоты оказываются настолько невелики, что, в принципе, могут быть соизмеримы с частотами собственных продольных колебаний корпуса, что создает условия для резонансов, и, следовательно, для возбуждения автоколебаний типа «пого».

Сравнение частот колебаний у двигателей J-2 и Raptor-2 при одинаковых перепадах давления, как и сравнение расчетных вариантов второго двигателя, показывают, что уменьшение длины участка L_1 (расстояние от выхода из насоса до входа в камеру сгорания) при прочих равных условиях приводит, как и следовало ожидать, к увеличению частоты колебаний. Причем уменьшение длины L_1 в k раз снова приводит к увеличению частоты примерно в \sqrt{k} раз.

VIII. Оценки частоты собственных продольных колебаний корпусов ракет Saturn V и Starship

После получения данных о частотах гидроакустических колебаний в кислородных магистралях ракет Saturn V и Starship для изучения вопроса о возможности возникновения колебания типа «пого», нам необходимо знать частоты первой моды собственных колебаний их корпусов. Для лунной ракеты эта частота известна, поэтому попробуем построить простейшую модель расчета таких колебаний и верифицировать ее по этим данным.

Из всех классических моделей, описывающих продольные колебания стержня, наиболее близкими к случаю полета ракеты представляются модель колебаний стержня с закрепленным концом и грузом на другом его конце. При этом стержень совершает свободные колебания [25]. Наиболее близкой к реальности такая модель может быть для стоящей на старте ракеты. Но и в полете сила тяги «подпирает» ее хвостовую оконечность. Конечно, в реальности масса распределена по всей длине ракеты, кроме того, в полете она уменьшается. Но для ракет продольной схемы это уменьшение массы происходит в их хвостовой части, наименее влияющей на частоту собственных колебаний конструкции. По крайней мере, в доступных нам материалах обычно приводилась единственная величина собственной частоты ракеты вне зависимости от того, на какой части траектории разгона происходили описываемые события, например, как уже упоминалось выше, сообщается, что «частота собственных колебаний ракеты AS-502 Saturn V составляла 5.3 Гц» [8]. И мы будем придерживаться такого же подхода.

При колебаниях описанной выше модельной системы, в том случае, когда масса упругого стержня пренебрежимо мала по сравнению с массой груза, частота собственных колебаний f_e описывается формулой:

$$f_e \sim \sqrt{\frac{k}{m}}, \quad (3)$$

где k – жесткость колебательной системы, m – ее масса. Следует отметить, что масса боковых стенок ракет Saturn V и Starship (для первой – с подкрепляющими стенки продольными стрингерами), играющих роль упругого элемента, составляют около 1.0 % и 1.85 % от стартовых масс этих объектов.

В случае колебаний тонкостенной трубы формула (3) может быть приведена к следующему виду:

$$f_e \sim \sqrt{\theta} = \sqrt{\frac{\pi E D \delta}{m L}}, \quad (4)$$

где E – модуль упругости материала, D – диаметр трубы, δ – толщина ее стенки, L – ее длина, θ – сокращенное обозначение подкоренного комплекса параметров.

Из соображений размерности, для более сложно устроенной системы, чем невесомый упругий продольный стержень с грузом на конце, частота также должна быть функцией от параметра θ :

$$f_e = F(\theta) \quad (5)$$

Ракеты, как правило, отличаются от тонкостенных труб в первую очередь тем, что диаметры и толщины стенок их ступеней могут различаться (материал, обычно, на всех ступенях используется одинаковый). Для того, чтобы преодолеть эту трудность в расчетах, будем использовать средние значения любого изменяющегося по длине L параметра. Подробности этих вычислений представлены в полной версии работы, однако упомянем, что в длину колебательного контура ракеты Saturn V не включались расположенные на ее верхнем конце существенно более жесткие капсула и система аварийного спасения [26]. Кроме того, из номинальной длины первой ступени исключались также высота двигателей F-1, а также расстояние от их верха до подмоторной рамы, на которую они передавали свою тягу, так как эта часть корпуса ступени не находилась под нагрузкой от продольной силы. В итоге, длина продольного колебательного контура ракеты Saturn V была укорочена на 10.1 м сверху и на 6.1 м снизу от номинальной, и ее величина оказалась равной $L = 94.4$ м. Средний расчетный диаметр ракеты $D = 8.65$ м, а расчетная толщина стенки $\delta = 3.50$ мм и $\delta = 4.08$ мм при коэффициентах ее утолщения за счет продольных ребер – стрингеров (о которых точных данных не найдено) 1.5 и 1.75 соответственно. Модуль упругости алюминиевого сплава 7075, из которого был изготовлен корпус ракеты Saturn V – E = 71.7 ГПа [27]. Ее стартовая масса $m \approx 3.0$ кт.

Частота собственных продольных колебаний ракеты Saturn V по формуле (4) при коэффициенте пропорциональности в ней, равном 1, и при указанных величинах входящих в нее параметров составит тогда $f_e = 4.9 - 5.3$ Гц в зависимости от вариантов утолщения ее стенки за счет продольных ребер (стрингеров). Из того, что последняя величина точно совпадает с тем, что было зафиксировано при колебаниях типа «пого» при полете AS-502 [9], можно сделать вывод – при реализуемых в полете граничных условиях, а также при рассмотренном наборе параметров, функция $F(\theta)$ из формулы (5) должна не слишком сильно отличаться от ее выражения для простейшего расчетного варианта, то есть просто от квадратного корня. Поэтому в первом приближении для пересчета частот объектов, близких к ракете Saturn V, можно использовать формулу (4).

Применим этот подход и к ракете Starship, которая считается не в пример проще, чем Saturn V, так как имеет постоянный диаметр по всей длине $D = 9.0$ м. Единственная трудность заключается в том, что точно неизвестна толщина стального листа, образующего корпус второй ступени S25. То ли она равна 4.0 мм, как у первой, ступени, то ли она уже уменьшена до 3.0 мм, как это было сделано у прототипа SN7.2, с которым еще 26 января 2021 года был проведен криогенный тест. Поэтому собственные колебания корпуса оценивались при двух расчетных значениях толщины стенки – $\delta = 3.57 - 4.0$ мм (так что средние эффективные толщины стенки у обеих ракет оказались очень близки).

Модуль упругости нержавеющей стали 304L $E = 193 - 200$ ГПа [28]. Считается, что стартовая масса ракеты в первом испытательном полете составляла $m \approx 5.0$ кт. Однако, она не несла тогда полезной нагрузки, масса которой заявляется в 0.15 кт, так что крайняя нижняя оценка ее реальной стартовой массы – это 4.85 кт. Расчетная высота – $L = 116$ м за счет вычитания высоты двигателей Raptor-2 и расстояния от них до опорной шайбы, к которой они крепятся. Тогда собственная частота продольных колебаний корпуса по пересчету с частоты с лунной ракеты оценивается величинами $f_e = 5.8$ Гц и $f_e = 6.25$ Гц для двух приведенных выше значений средней толщины стенки. При массе ракеты 4.85 кт эта частота может быть даже около 5.7 Гц.

Из формулы (4) легко получить, что при подобном увеличении объекта и фиксированной величине модуля упругости частота собственных колебаний падает:

$$f_e \sim L^{-1} \sim m^{-\frac{1}{3}}$$

То есть, если бы система Starship была бы масштабной копией ракеты Saturn V, то она вследствие увеличения стартовой массы имела бы собственную частоту продольных колебаний $f_e \approx 4.5$ Гц. Основной причиной того, что, несмотря на большие размеры, частота у последней ракеты больше, чем у первой, является то, что модуль упругости у стали 304L в 2.7 – 2.8 раз больше, чем у алюминиевого сплава 7075. Согласование частотных расчетных и экспериментальных данных ракеты Saturn V позволяет считать, что пересчет по формуле (4) ее экспериментальных данных на близкий объект, отличающийся заметно более

простой конструкцией, дает достаточно надежные результаты. В пределе при пересчете с частоты 5.3 Гц при минимальном значении комплекса θ для ракеты Saturn V и максимального – для системы Starship, частота колебаний последней может подняться до значения $f_e = 6.8$ Гц, что, по существу, начинает превышать даже частоту колебаний (6 – 7 Гц [8]) советской лунной ракеты Н1 вдвое меньшей массы и жесткой полумонококовой конструкции авиационного, а не ракетного типа [29]. Но, наиболее вероятная частота собственных колебаний конструкции системы Starship составляет не более 6 Гц.

Из полученных выше значений собственной частоты продольных колебаний корпуса можно сделать вывод о том, что колебания типа «пого» при возникновении возмущений при любом из ранее рассчитанных вариантов кислородных магистралей ступени Super Heavy возникнуть не могут. Это вызвано тем, что частоты гидроакустических колебаний в кислородных магистралях системы Starship в зависимости, в первую очередь, от длины участка магистрали от насоса до камеры сгорания турбины, приводящей его в действие, находятся в диапазоне 9.2 – 11.9 Гц. Причем, скорее всего, реальности соответствует частота, близка к верхней границе указанного диапазона. Но, пока не будут получены точные длины гидравлических контуров топливной системы двигателя Raptor-2, остается использовать представленные выше оценочные данные.

Впрочем, и их достаточно. Предельно высокая оценка частоты собственных колебаний корпуса системы Starship равна 6.8 Гц, а минимальная величина частоты колебаний кислородных магистралей – 9.2 Гц. Различие частот – не менее 30 %, а возбуждение автоколебаний такого типа возможно, как правило, только при расхождении частот не более 7 – 10 % (например, в инцидентах со ступенями ракеты Saturn V оно было в пределах 5.8 – 6.5 %). Колебания типа «пого» в такой ситуации возбудиться не могут. Единственный возможный вариант – колебания важного элемента конструкции ракеты, например опорной шайбы, на которой крепятся двигатели первой ступени, однако никаких данных о возможности чего-то подобного нет, и это предположение не может быть ничем подтверждено.

Конечно, когда частота возбуждающих колебаний выше, чем частота колебаний возбуждаемых, следует проверить возможность резонанса на следующей, в данном случае, второй моде возбуждаемых колебаний. Однако, при рассматриваемых параметрах частота второй моды модельной колебательной системы близка к 150 Гц (см. [25]). Поэтому, надо полагать, что такой вариант совершенно исключен и для реальной системы, и нам остается изучить последнюю оставшуюся возможность – вариант «пого» с гидроакустическими колебаниями в метановых магистралях ступени Super Heavy.

IX. Оценки частоты и анализ гидроакустических колебаний в метановых магистралях ступени Super Heavy во время первого полета системы Starship

Оценим теперь частоту гидроакустических колебаний в метановых магистралях ступени Super Heavy. С первого взгляда становится ясно, что их частоты будут многократно ниже, чем частоты колебаний в кислородных магистралях вследствие того, что длина трубопроводов горючего больше, чем длина трубопроводов окислителя, по крайней мере, на продольный размер кислородного бака, равный примерно 33.4 м. Да еще и больший перепад давления на метановом насосе, составляющий 220:1 против 170:1 на кислородном насосе [23], также увеличивает акустическую длину метановых магистралей, а, значит, дополнительно снижает в частоту гидроакустических колебаний. Поэтому сразу становится ясно, что их резонанс с частотами колебаний корпуса порядка 6 Гц совершенно исключен, и, казалось бы, что никакие колебания типа «пого» в рассматриваемой нами системе Starship не могут возникнуть и в этом варианте. Поэтому следует искать какие-то другие объяснения инцидента, произошедшего с ней 20 апреля 2023 года.

Но, все-таки, просчитаем возможные гидроакустические частоты в метановых магистралях, а уж после этого решим, что может, и что не может там происходить. Требуемые характеристики метана были взяты из источника [21]. Так как модуль упругости жидкого метана в интересующих нас условиях примерно такой же, как и у жидкого кислорода, поправки на упругость трубопроводов метанового контура были взяты такие же как и ранее – скорость звука снижалась на 5 %.

Итак, длина участка метановой магистрали низкого давления близка к 36.4 м: к прежней длине от дна бака кислорода до насоса двигателя 3.0 м добавляется высота этого бака – 33.4 м. Из насоса трубопровод идет в рубашку охлаждения двигателя, где его потоки раздваиваются в окрестности критической части сопла – один из них попадает в рубашку основной камеры сгорания, а второй – в рубашку сопла. Затем они сливаются, и уже их общий поток идет в камеру сгорания метанового газогенератора (куда приходит и немного кислорода). И длины этих двух путей заметно различаются.

Не имея никаких конструкторских документов по двигателю Raptor-2, достаточно сложно оценить эти длины. Поэтому мы прошли другим путем – исходя из того, что колебания типа «пого» при номинальной работе двигателя возникли, определим, какие длины контура высокого давления метановой магистрали

позволяют этим колебаниям быть, а затем оценим реализуемость такого контура в рамках известной в общих чертах конструкции двигателя и его размеров.

Для расчета частотных характеристик такой раздвоенной метановой магистрали используем опыт расчета акустических колебаний в двигателе F-1, где кислород также подавался в основную камеру сгорания двумя путями, см. раздел VI. Предварительные оценки показали, что частоты гидроакустических колебаний в метановых магистралях, позволяющие возникнуть колебаниям типа «пого» системы Starship, возможны, но при одном условии. Оно заключается в том, что частота гидроакустического колебательного контура, возбуждающего через посредство двигателя процесс автоколебаний типа «пого», должна быть не близка к частоте возбуждаемого контура, а кратна ей (опять же с некоторой точностью). Давно известно, что резонанс бывает не только при близости частот возбуждения и собственных колебаний возбуждаемой системы, но и при кратности этих частот. Это означает, что возбуждающая частота может быть в n раз ниже, чем возбуждаемая, где $n = 1, 2, 3, 4 \dots$. Однако, как оказалось, это известно далеко не всем конструкторам ракет. Иначе не осталась бы нерешенной проблема продольных колебаний в четвертом полете советской лунной ракеты Н1, которые, вероятнее всего, и привели к ее четвертой и последней аварии [8].

Предварительные расчеты показали, что на номинальном режиме работы двигателя, когда перепад давления на метановом насосе составляет 220:1, и при технически приемлемых длинах участков высокого давления магистрали метана от насоса до газогенератора, в принципе, возможны колебания с кратностью 3 или 4. И, соответственно, могут существовать пары «коротких» или «длинных» участков магистрали метана высокого давления. Длина пары «коротких» участков – порядка ~ 1.5 м для линии меньшей длины и ~ 3 м – для линии большей длины. У «длинных» магистралей – около 2.5 м и ~ 5 м соответственно. Конечно, можно сказать, что выбор пары трубопроводов, по существу, со случайным отношением их длин $\sim 1:2$ не является основанием для каких-либо общих выводов. Однако, далее показано, что это соотношение практически не играет никакой роли – по крайней мере, в диапазоне отношений от 1:2 до 1:1 оно может быть любым, никак не влияя на качественные выводы.

Результаты этих расчетов приведены в таблице 3. В последнем ее столбце через слеш указаны основная (несущая) частота возникающих колебаний, которая и является основной характеристикой гидроакустического возмущения, и частота биений несущей, равные, соответственно, полусумме и полуразности частот в двух магистралях пары. Первая группа из двух строк соответствует собственной частоте колебаний корпуса системы Starship $f_e = 6.25$ Гц (см. раздел VIII). При этом, приемлемая для возникновения «пого» учетверенная частота гидроакустических колебаний будет равна 6.0 Гц, и, тогда, как следует полагать, она окажется внутри границ возбуждения автоколебаний. Вторая и третья группы строк в таблице 3 соответствуют случаям, когда учетверенная и утроенная частоты гидроакустических колебаний равны 5.55 Гц, что приводит к достаточно малым отклонениям от собственной частоты продольных колебаний корпуса $f_e = 5.8$ Гц. Представляется, что длины второй пары метановых магистралей из таблицы 3 слишком велики для чрезвычайно компактной конструкции двигателя Raptor-2, и тогда у нас остается простая альтернатива – при возможной частоте собственных колебаний корпуса $f_e > 6$ Гц кратность возбуждающих гидроакустических колебаний равна 4, а при $f_e < 6$ Гц она должна быть равна 3.

Таблица 3

Ракета Ступень Двигатель	P_2/P_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)	
$c = 1495$ м/с							
Starship Super Heavy Raptor-2	220	2.25	33.4 + 3.00	38.65	214	1.75	1.50/0.25
		4.47		40.87	299	1.25	
		2.64		39.04	231	1.62	1.39/0.23
		5.20		41.60	322	1.16	
		1.46		37.86	173	2.16	1.85/0.31
		2.93		39.33	243	1.54	

Следует отметить, что приведенные в таблице 3 частоты и эквивалентные длины колебательных контуров заставляют вспомнить аналогичные параметры крупных гидроэлектростанций. Например, собственная частота гидроакустических колебаний в напорном водоводе Саяно-Шушенской ГЭС – $f \approx 1.55$ Гц, а акустическая длина этого водовода при скорости звука в воде $c = 1350$ м/с – $L_{eq} = 435$ м при его

физической длине $L = 269$ м, причем L_{eq} там – длина половины волны, а здесь самое большое значение $L_{eq} = 322$ м – длина ее четверти. Так что гидроакустическая волна варианта с физической длиной метановой магистрали в ступени Super Heavy $L_3 = 41.60$ м в 1.48 раза длиннее, чем волна в водоводе гигантской Саяно-Шушенской ГЭС.

Чем выше кратность, тем слабее возбуждение, то есть автоколебания возникают при меньшем расхождении возбуждающей и возбуждаемой частот, что означает меньшую вероятность запуска подобного режима. Например, известно 18 инцидентов с возбуждением автоколебаний в напорных системах ГЭС, из них 13 происходили при резонансе, то есть при кратности 1, 3 – при кратности 2 и 2 – при кратности 3. Возбуждение автоколебаний при кратности 4 в гидроэнергетике пока не зафиксировано [30]. Поэтому, можно полагать, что из рассмотренных, наибольшую близость к реальности имеет «короткий» вариант, третий в таблице 3. Но даже и там длина волны составляет не менее 0.8 от длины волны в водоводе Саяно-Шушенской ГЭС.

При кратностях гидроакустических колебаний 3 и 4 с собственной частотой корпуса, данная колебательная система (Starship) может иметь качественные и, возможно, видимые глазу различия в своем поведении. Для рассмотрения этого тезиса определим, как меняется несущая частота при дросселировании двигателей силовой установки системы.

В таблице 4 представлены частоты гидроакустических колебаний при начальной кратности 3 на трех режимах работы двигателей: $p_2/p_1 = 220$ – номинальный режим, $p_2/p_1 = 93.5/94$ – случай, когда дросселирование тяги приводит к такому увеличению частоты гидроакустических колебаний, что кратность становится равной 2, и режим $p_2/p_1 = 51.5$, соответствующий уменьшению давления в основной камере сгорания в ~ 4.25 раза, что приводит к падению тяги двигателя Raptor-2 в 5 раз, и выходу на нижнюю границу его устойчивой работы [23]. Расхождение падения давления и тяги двигателя вызвано снижением удельного импульса ракетного двигателя при отклонении от его оптимального (номинального) режима работы. Оценки показывают [24], что удельный импульс на этом крайнем режиме снижается примерно на 15 %, отсюда и была определена нижняя граница рабочего давления.

Таблица 4

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)	
$c = 1495$ м/с							
Starship Super Heavy Raptor-2	220	1.46	33.4 + 3.00	37.86	173	2.16	1.85/0.31
		2.93		39.33	243	1.54	
		2.01		38.41	202	1.85	
	93.5	1.46		37.86	116	3.23	2.78/0.45
		2.93		39.33	160	2.33	
		94		2.01	38.41	134	
	51.5	1.46		37.86	88.7	4.21	3.65/0.56
		2.93		39.33	121	3.09	
		2.01		38.41	102	3.66	

К рассмотренной выше паре метановых трубопроводов с соотношением длин $\sim 1:2$ в таблице 4 везде добавлен технически невозможный вариант, когда их длины равны. При этом частота колебаний в контуре оставлена та же. Самый важный результат сравнения этих двух соотношений длин состоит в том, что оно практически не влияет на изменение частоты гидроакустических колебаний при дросселировании двигателей. Переход к новой кратности происходит, по существу, на одних и тех же режимах их работы, а это ключевой вопрос всего дальнейшего анализа.

То же самое можно видеть и в таблице 5 для случая, когда исходная кратность равна 4. Снова в средней группе параметров при $p_2/p_1 = 122$, соответствующей выходу на кратность 3, и изменение частоты не зависит от соотношения длин метановых трубопроводов в паре контуров охлаждения камеры сгорания и сопла.

Таблица 5

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)	
$c = 1495$ м/с							
Starship Super Heavy Raptor-2	220	2.25	33.4 + 3.00	38.65	214	1.75	1.50/0.25
		4.47		40.87	299	1.25	
		3.09		39.49	249	1.50	1.50
	122	2.25		38.65	157	2.33	2.00/0.33
		4.47		42.08	224	1.67	
		3.09		40.81	187	2.00	2.00
	51.5	2.25		38.65	107	3.48	3.01/0.48
		4.47		40.87	148	2.53	
		3.09		40.81	124	3.01	3.01

Но, по-видимому, самый интересный результат в таблице 5 показан в последней группе данных при $p_2/p_1 = 51.5$, то есть на границе рабочего режима двигателя. Она точно соответствует режиму перехода на кратность 2. И это не простая случайность. Как уже раньше упоминалось, в рассматриваемых гидроакустических системах с большими или очень большими перепадами давления, при неизменной геометрии их частота с высокой степенью точности обратно пропорциональна квадратному корню из перепада давлений на насосе. Поэтому, при снижении параметра p_2/p_1 в 4 – 4.25 раза, что приблизительно соответствует выходу на границу рабочего режима двигателя Raptor-2 по тяге, несущая частота в гидроакустическом контуре уменьшается в 2 раза, и кратность 4 переходит в значительно более склонную к возбуждению кратность 2. Так что такое снижение давления в камере сгорания двигателя в полете, если на номинальном его режиме работы реализуется кратность 4, было бы весьма опасно для силовой установки из-за очень быстрого роста автоколебаний на этом режиме.

Итак, из анализа данных, представленных в таблице 4, следует, что при изначально существующей в системе на номинальном режиме работы двигателя кратности 3 частот двух процессов, которые совместно создают автоколебания типа «пого», переход к кратности 2 при дросселировании двигателя происходит, примерно при значениях ~ 0.4 по тяге или при 0.425 по давлению от их номинала. Следовательно, если система управления ракеты в ответ на возбуждение и рост автоколебаний станет снижать тягу двигателя, то частота гидроакустических колебаний начнет возрастать, и они будут уходить от кратности 3. Амплитуда колебаний будет уменьшаться, ускорение ракеты – снижаться, и на графике, представленном на рис. 2, возникнет «клевок» (спайк) вниз. Но при этом колебательная система приближается к значительно более склонной к возбуждению кратности 2, и в какой-то момент сможет ее достичь. Тогда амплитуды колебаний вдруг начинают бурно расти, и данные по ускорению ракеты из-за возобновившихся сильных вибраций, на графике показывают сильный «клевок» (спайк) вверх. После чего изменение частоты при дальнейшем – все равно – снижении или повышении тяги, снова прервет развитие автоколебательного процесса.

При стартовой кратности 4 вместо одной точки возникновения суперспайков их может быть уже две, причем последняя из них находится непосредственно в окрестности нижней границы рабочего режима двигателей, и суперспайков, хотя и разной интенсивности, в каждом цикле возбуждения должно было бы быть два. Все это вполне могло бы быть заметно на графиках ускорения.

Но это идеализированное описание развития колебаний «пого» может быть сильно скорректировано из-за характеристик двигателя. Хотя ракетные двигатели замкнутой схемы, к которым принадлежит и Raptor-2, «обладают большой динамичностью» [8], все-таки существует запаздывание между командой на изменение режима их работы и действительным их выходом на данный режим. Поэтому можно представить такой сценарий борьбы системы управления с колебаниями типа «пого»: после развития «пого» до некоторого уровня на номинальном режиме работы двигателей система управления начинает быстро снижать тягу, колебательный контур выходит из окрестностей первой кратности частот (3 или 4 в зависимости от длины топливных магистралей), и амплитуда колебаний уменьшается до уровня, когда система управления посылает сигнал на возвращение режима работы двигателей к номиналу. Но вследствие инерции переходных процессов тяга двигателей и давление в топливной системе еще некоторое время продолжают снижаться. Из-за быстрого снижения тяги и амплитуды колебаний возникает спайк вниз, но тут

колебательный контур оказывается вблизи точки второй кратности (2 или 3), возбуждение в которой значительно сильнее, чем в первой. Происходит резкий, короткий и мощный выброс (спайк) вверх, но, наконец, начавшееся увеличение тяги выводит систему на меньшие частоты, где влияние второй кратности прекращается, и система на короткое время выходит на номинальный режим работы двигателей. После чего колебательный цикл начинает медленно развиваться снова в окрестностях точки первой кратности, но уже, иногда с меньшим числом работающих двигателей из-за отключения некоторых из них в момент возбуждения максимальных вибраций.

Представляется, что подобный сценарий наиболее точно описывает картину колебаний системы Starship, представленную на рис. 2. При таком варианте развития при стартовых кратностях 3 или 4 циклы из суперспайков отличаются только степенью дросселирования тяги, при которой происходит их завершение. Более глубокое дросселирование, соответствующее изначальной кратности 3, – 0.4 по тяге против ~ 0.5 при кратности 4. Вследствие того, что спайки падения ускорения приводят почти к нулевым их значениям, следует полагать, что, скорее всего, на ступени Super Heavy реализовался процесс с переходом колебаний типа «пого» от кратности 3 к кратности 2. Это уже второй довод в пользу того, что исходная кратность гидроакустических колебаний равна 3.

Выводы

1. Данное исследование показывает, что при первом тестовом полете системы Starship 20 апреля 2023 года в ней возникали интенсивные колебания типа «пого» с частотой около 6 Гц, активируемые гидроакустическими колебаниями в магистралях подачи в двигатели метана с частотой 1.5 – 2 Гц и кратностью 3 или 4, которые посредством влияния на тягу двигателей замыкали петлю положительной обратной связи с продольными колебаниями корпуса.
2. Система управления парировала эти колебания, быстро снижая тягу двигателей силовой установки при достижении определенного уровня колебаний, при этом колебательный контур выходил из зоны возбуждения «пого», и система управления посылала сигнал на возвращение тяги к исходному уровню.
3. Но, вследствие инерции переходных процессов тяга двигателей и давление в топливной системе еще некоторое время продолжали снижаться, и на диаграмме ускорения возникал «клевок» (спайк) вниз, а колебательный контур попадал в зону кратности, соответственно, 2 или 3.
4. При этом происходило резкое увеличение амплитуды колебаний, и на диаграмме ускорения возникал второй элемент суперспайка – «клевок» (спайк) вверх.
5. После этого тяга двигателей, наконец, начинала расти, и вследствие выхода частот из второй зоны возбуждения, колебания типа «пого» затухали.
6. Система выходила на номинальный режим работы двигателей, после чего колебательный цикл начинал медленно развиваться снова в окрестностях точки первой кратности, но уже иногда с меньшим числом работающих двигателей.
7. Таким образом, возник цикл из не менее чем 10 фрагментов с суперспайками и длительностью каждого фрагмента около 12 секунд, причем в течение каждого происходило ~ 70 колебаний типа «пого», пока над системой Starship окончательно не был утерян контроль вследствие очень сильных колебаний ее конструкции и сопутствующих этому явлений, и она была уничтожена.
8. Бóльшая вероятность возникновения автоколебаний при более низкой кратности, а также большая глубина падения ускорения на первом спайке, свидетельствует в пользу того, что исходная кратность гидроакустических колебаний была равна 3, а длина участков магистрали метана высокого давления в двигателе Raptor-2 соответствует так называемому «короткому» варианту.
9. Пока описанная в этой работе проблема не будет устранена, нельзя рассуждать не только о пилотируемом полете на Марс, но и о более-менее регулярных выходах на околоземную орбиту.

Литература

1. K. Chang – SpaceX Rocket Struggled to Self-Destruct as It Spun Out of Control. *The New York Times*, 29 April 2023 // <https://www.nytimes.com/2023/04/29/science/elon-musk-spacex-starship.html>
2. FAILURE: SpaceX Starship 1st Flight. *NASASPACEFLIGHT*, Reply #263, 30 April 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=58669.msg2483001#msg2483001>

3. Topic: SpaceX Raptor engine. *NASASPACEFLIGHT*, Reply #2109, 23 April 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=53555.2100>
4. Starship Flight Test. *SpaceX*, 20 April 2023 // <https://www.youtube.com/watch?v=-1wciIQ58hI>
5. FAILURE: SpaceX Starship 1st Flight. *NASASPACEFLIGHT*, Reply #186, 21 April 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=58669.180>
6. FAILURE: SpaceX Starship 1st Flight. *NASASPACEFLIGHT*, Reply #161, 20 April 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=58669.msg2477879#msg2477879>
7. SpaceX Starship sequence of events // <https://www.funkystuff.org/spacex-starship-sequence-of-events/>
8. 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>
9. Apollo 13. Day 1, part 1: Launch and Reaching Earth Orbit. *Apollo Flight Journal*. National Aeronautics and Space Administration, NASA History Division, 6 April 2020 // https://history.nasa.gov/afj/ap13fj/01launch_ascent.html
10. В. Х. Арм, В. Л. Окулов, И. М. Пылев – Неустойчивость напорных систем. *Доклады Академии наук, Энергетика*, 1995, **341**, N 4.
11. Ю. И. Лобановский – Критерий возбуждения гидроакустических автоколебаний напорной системы. *Synerjetics Group*, 10.01 – 10.02.2010, 41 с. // <http://synerjetics.ru/article/excitation.htm>
12. Ю. И. Лобановский – Автоколебания напорных систем гидроэлектростанций и Саянская катастрофа. «*Гидроэнергетика Украины*», N 3 – 4, 2013, 11 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/autooscillations.htm>
13. Rocketdyne F-1. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1
14. Rocketdyne J-2. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_J-2
15. К. Д. McCutcheon – U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 8.10: The Saturn V S-IC Stage. 3 August 2022 // <https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE08.10/RPE08.10.shtml>
16. К. Д. McCutcheon – U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 8.20: The Saturn V S-II Stage. 3 August 2022 // <https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE08.20/RPE08.20.shtml>
17. Anon. – Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines. *NASA SP-8107*, 1 August 1974 // <https://ntrs.nasa.gov/citations/19750012398>
18. В. В. Сычев, А. А. Вассерман, А. Д. Козлов и др. – Термодинамические свойства кислорода. Москва, Издательство стандартов, 1981, 304 с. // <https://nauca.ru/ref/Термодинамические-свойства-кислорода-GCCCL.pdf>
19. Н. Е. Жуковский – О гидравлическом ударе в водопроводных трубах. М – Л, Гостехиздат, 1949.
20. Б. И. Клячин – Низкочастотное поле шумов озера Байкал. *Океанологические исследования*, **46**, N 2, 2018, с. 28 – 36 // <https://jor.ocean.ru/index.php/jor/article/view/147/60>
21. Метан жидкий и газообразный. *ГОСТ Р 8.1020-2023*. Дата введения 12.01.2023 // <https://gostassistant.ru/doc/60d40a0b-6c4c-4939-acb8-70c4b682839a>
22. SpaceX Starship. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Starship
23. SpaceX Raptor. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Raptor
24. Ю. И. Лобановский – Законы сохранения и феноменология ракетных двигателей. *Synerjetics Group*, 30.06.2008, 21 с. // http://www.synerjetics.ru/article/rocket_engines.pdf
25. Н. С. Анофрикова – Колебания упругих стержней. Часть I. Саратовский государственный университет, Учебное пособие, 2014, 45 с. // http://elibrary.sgu.ru/uch_lit/1111.pdf
26. К. Д. McCutcheon – U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 9.10: The Apollo Launch Escape System. 4 August 2022 // <https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE09.10/RPE09.10.shtml>
27. 7075 aluminium alloy. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/7075_aluminium_alloy
28. AISI Type 304L Stainless Steel. *ASM Specification Metals Inc.* // <https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MQ304L>
29. И. Афанасьев – Н-1: Совершенно секретно. *Крылья Родины*, N 9 – 11, 1993 // <https://epizodyspace.ru/bibl/k-r/1993/9-n-1.html>
30. Ю. И. Лобановский – Сводные данные по выявленным гидроакустическим инцидентам. *Synerjetics Group*, 05.01.2015, 4 с. // http://www.synerjetics.ru/article/aggregated_data.pdf

Москва,
05.10.2023

Ю. И. Лобановский