

Причины аварий обеих ступеней системы Starship во втором полете

Ю. И. Лобановский

Краткое содержание

В работе на основе подходов, описанных в статьях [1, 2], проанализирован второй испытательный полет системы Starship и показано, что потеря второй ступени в самом конце ее активного участка полета была вызвана автоколебательным процессом типа «пого», активированного гидроакустическими осцилляциями в линиях подачи кислорода к двигателям. Объяснено также как введение промежуточного межступенчатого отсека для горячего разделения подавило во втором полете системы Starship тот автоколебательный процесс на ступени В9, который на ступени В7 в первом полете привел к аварии ракеты еще на ее участке разгона. Но, одновременно, данное мероприятие обеспечило возникновение на ступени В9 еще одного потенциально более опасного процесса типа «пого», который на этот раз не успел себя проявить в полной мере.

Таким образом, предложенный в статье [1] метод расчета гидроакустических осцилляций в системах питания жидкостных ракетных двигателей компонентами топлива с большими перепадами давления, позволяет заранее, до летных экспериментов быстро и легко обнаруживать и подавлять проявления потенциально опасных сочетаний технических характеристик как самих ракет, так и их двигательных установок, которые могут вызывать в полете разрушительные автоколебания вплоть до катастрофических.

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

Список символов

c – скорость звука
 D – диаметр
 E – модуль упругости
 f_e – частота собственных колебаний корпуса ракеты
 f_n – частота гидроакустических колебаний
 g – ускорение свободного падения
 L – длина
 L_{eq} – эквивалентная длина колебательного контура
 m – масса
 p – давление
 q – скоростной напор
 δ – толщина стенки
 k – коэффициент пропорциональности

I. Основные события второго испытательного полета системы Starship

Спустя 7 месяцев после первого полета системы Starship, проходившего с множественными отказами двигателей и других систем, пожарами в отсеках, и завершившегося, в итоге, ее подрывом и разрушением на отдельные фрагменты [1], 18 ноября 2023 года был совершен ее второй полет [3]. На этот раз на всем разгонном участке работы первой ступени и почти на всем – второй, основные события, насколько это можно судить внешнему наблюдателю, происходили точно по плану, который был следующим (все моменты времени указаны в минутах и секундах) [4]:

00:00:02 – Подъем.

00:00:52 – Момент прохождения максимального скоростного напора.

00:02:39 – Выключение всех двигателей первой ступени за исключением трех центральных.

00:02:41 – Горячее разделение ступеней (включение двигателей второй ступени).

00:02:53 – Повторное включение десяти двигателей внутреннего кольца первой ступени для вывода ее в точку возвращения на Землю – в реальности один из двигателей не включился. Далее в плане был пункт: 00:03:47 – Выключение всех двигателей первой ступени после завершения маневра возвращения.

Но, еще во время работы двигателей на втором этапе они стали самопроизвольно отключаться друг за другом, и за 27 секунд до их планового выключения, в 00:03:20 произошел взрыв первой ступени В9.

Тем временем, вторая ступень S25 без видимых проблем продолжала двигаться по траектории разгона. По плану она должна была выключить свои двигатели в 00:08:33. Очевидно, в соответствии с программой полета в 00:07:40 тяга двигателей начала медленно и управляемо снижаться для того, чтобы ускорение второй ступени не превысило 3.5 g. Через 23 секунды после этого, в 00:08:03 (за 30 секунд до планового завершения разгона) все двигатели второй ступени внезапно отключились, еще через 2 секунды полностью пропала телеметрия, а в небе в том месте, где ступень была в тот момент, стало расширяться легкое

полупрозрачное облачко. Достоверно неизвестно, что произошло в этот момент, и что происходило далее, однако, внешний наблюдатель зафиксировал в телескоп полет S25 в относительно целом виде, по крайней мере, еще 64 секунды вплоть до 00:09:07 [5]. При этом она кувыркалась, из нее истекали потоки газов, но она упорно продолжала лететь. Все же, через некоторое время было зафиксировано выпадение ее обломков в океан вблизи острова Пуэрто-Рико [6].

Сопоставление описаний первого и второго полетов, а также трех статических тестовых запусков двигателей на стартовой позиции, приводит любого непредвзятого наблюдателя к трем основным вопросам:

1. Почему поведение первой ступени – Super Heavy на ее разгонных участках в первом и втором полетах так разительно отличалось?
2. Почему произошло лавинообразное аварийное отключение двигателей первой ступени при совершении маневра ее вывода в точку возвращения?
3. Почему в самом конце участка разгона после длительной и бесперебойной работы без каких-либо видимых причин одновременно аварийно отключились все двигатели второй ступени?

Ответам на эти вопросы и посвящена данная статья. На первый и третий вопросы ответить удалось вполне ясно, то есть определенно настолько, насколько это вообще возможно при отсутствии точных данных о конструктивных характеристиках системы Starship. Ответ на второй вопрос оказался предположительным – было выявлено два возможных варианта, окончательный выбор из которых мог бы быть сделан только разработчиками этой ракетной системы, знающими ее характеристики, а также получившими обширную телеметрическую информацию, причем сделать это они могли бы только при использовании теории, описанной в работе [1]. Были также даны ответы на те также важные вопросы, которые внешний наблюдатель задать просто не мог.

II. Почему поведение первой ступени – Super Heavy на ее разгонных участках в первом и втором полетах так разительно отличалось?

Первый полет системы Starship сопровождался, как уже упоминалось выше, большим количеством отказов на участке работы ее первой ступени – Super Heavy (B7) и завершился полной потерей управления, подрывом и разрушением всей сборки B7+S24. В соответствии с представлениями, описанными в работе [1], все это происходило вследствие того, что в ступени B7 возникли и продолжались почти в течение всего времени разгона (за исключением периода прохождения зоны q_{max} с пониженной тягой) интенсивные автоколебания типа «пого» вследствие возникновения положительной обратной связи между гидроакустическими осцилляциями в линиях питания двигателей метаном и собственными колебаниями корпуса ракеты при кратности их частот. Несмотря на очень большое количество сравнительно мелких изменений в конструкции Super Heavy после первого полета, как будто бы, никаких специальных мероприятий для подавления «пого», и даже упоминаний об этом явлении компанией SpaceX не делалось.

Более того, при двух тестовых статических испытаниях двигателей на стартовой позиции нового экземпляра Super Heavy (B9) за весьма короткое время, также как и ранее, продолжали происходить отказы двигателей [2]. В то же время, работа B9 18 ноября на участке разгона для внешнего наблюдателя была почти идеальной, за исключением единственного момента, который можно выявить по графику ускорения.

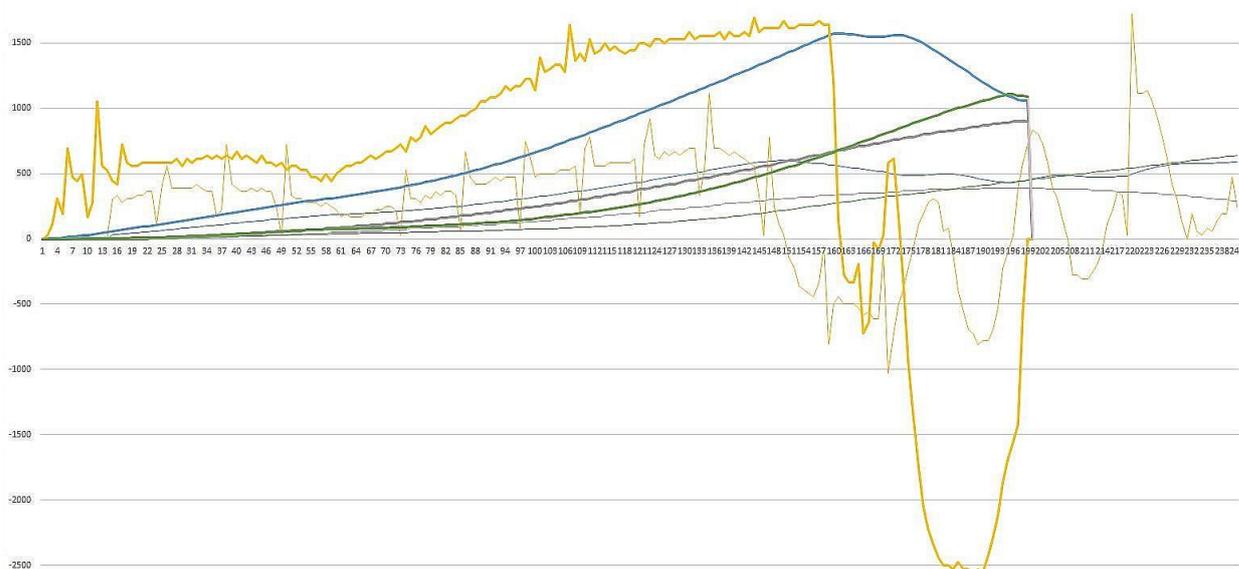


Рис. 1 – Ускорение, скорость, высота и дальность системы Starship в первом и втором полетах [7]

Это продемонстрировано на рис. 1 (см. [7]), где проведено сравнение по времени (в секундах) четырех параметров Starship в двух полетах, а именно: ускорения ракеты (в $\text{см}/\text{с}^2$), скорости (в $\text{м}/\text{с}$), высоты (в сотнях метров), а также прямой (горизонтальной) дальности полета (также в сотнях метров). Данные относящиеся ко второму полету (IFT-2) отображаются толстыми линиями, а к первому (IFT-1) – тонкими. Ускорение показано желтыми кривыми, скорость – синими, высота – оливковыми и дальность – фиолетовыми линиями.

Наиболее информативными кривыми для выяснения ответа на заданный вопрос являются графики ускорения. Именно они отражают текущее состояние систем, а все остальные являются теми или иными первыми или вторыми интегралами функции ускорения. Видно, что уровень ускорения Starship во втором полете был сначала примерно в 1.5 раза выше, чем в первом, а к концу участка разгона это соотношение увеличивается до 2.5 раз. Причина этих различий, по существу, также показана на рисунке – это так называемы суперспайки, узкие пики сначала резкого снижения ускорения почти до 0, а затем резкого роста. Они мешали при IFT-1 развивать необходимую тягу двигателям первой ступни, а также вызывали их отключения. Перед полной потерей устойчивости и управляемости на B7 выключилось полностью или почти полностью до 8 из 33 двигателей [1]. А сами эти суперспайки возникали из-за взаимодействия продольных автоколебаний типа «пого» с системой управления, которая пыталась подавить их снижением тяги [1].

Сейчас нас интересуют относительно регулярные участки траекторий, соответствующие зонам разгона ракетной системы – это, примерно, первые 145 секунд для IFT-1 и 160 секунд для IFT-2. Видно, что суперспайки во втором полете исчезли, однако явление, похожее на них, но несколько менее четко выраженное, возникло в самом начале разгона. Затем эти колебания самопроизвольно затухли.

Если суперспайки появлялись из-за попыток системы управления B7 подавить растущие во времени автоколебания типа «пого» вследствие кратности частоты гидроакустических осцилляций в топливной системе частоте собственных колебаний корпуса ракеты [1], то их исчезновение при отсутствии каких-либо существенных действий на топливных линиях, означает то, что при подготовке ко второму полету была изменена частота собственных колебаний корпуса.

Были ли проведены какие-либо действия, способные повлиять на нее? Да, были. Через полтора месяца после IFT-1 И. Маск, глава компании SpaceX, принял на первый взгляд довольно немотивированное, если не сказать, странное решение о переходе на горячее разделение ступеней, то есть о запуске двигателей второй ступени еще до ее отделения от первой ступени без полного выключения ее двигателей. Это решение подавалось как способ уменьшить гравитационные потери и, вследствие этого, увеличить выводимую системой Starship полезную нагрузку. Ставить подобную цель сразу после первого неудачного пуска на раннем этапе отработки по существу еще только прототипов ракетной системы казалось совершенно преждевременным. Тем более что горячее разделение явно опасно для многоразового комплекса, которым в перспективе должен стать Starship.

Однако если полагать, что настоящей целью этих действий была расстройка положительной обратной связи между двумя колебательными контурами, то они становятся вполне рациональными и даже просто необходимыми именно здесь и сейчас. Для осуществления горячего разделения между ступенями была введена специальная конструкция под названием Forward Heat Shield Interstage (FHSI – Передний межступенчатый теплозащитный экран), см. рис. 2 [8].

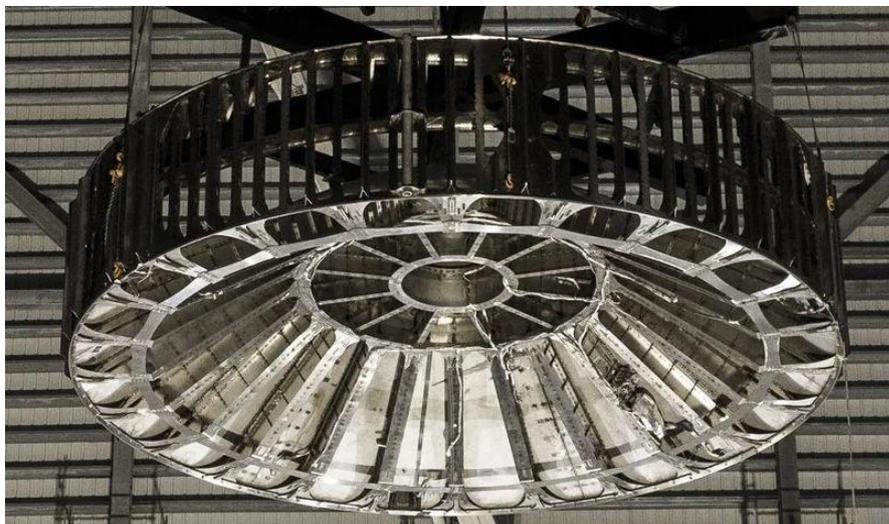


Рис. 2 – Промежуточный межступенчатый отсек для горячего разделения (FHSI)

Так как «пого» – это результат взаимодействия между собой двух колебательных процессов с близкими или почти кратными частотами, то расстроить их связь можно, изменив частоту одного из этих процессов. Ранее в борьбе с «пого» обычно влияли на гидроакустическую частоту с помощью различных гидравлических демпферов или чего-то подобного (то есть включения в колебательную цепь резонаторов Гельмгольца) или вдува в топливную магистраль гелия [9]. Это – наиболее эффективные и экономичные способы подавления «пого». Однако, вследствие того, что компания SpaceX до сего времени не знает методов теоретического расчета частоты гидроакустических колебаний в топливных магистралях ракет с большими перепадами давления внутри них, все это им пришлось бы экспериментально отработать на различных масштабных моделях с затратой достаточно большого времени. Например, в самый острый период «лунной гонки» сравнительно слабо выраженный «пого» на ракете Saturn V в 1968 году удалось подавить впрыском гелия в линию питания двигателей кислородом за 8.5 месяцев работы при той имевшейся тогда огромной специализированной экспериментальной базе NASA и при тех навыках, которые к тому времени в NASA уже были получены в проекте Titan II GLV [10].

У компании SpaceX, ничего подобного сейчас нет и близко. Кроме того, И. Маск после первого полета заявлял о проведении второго пуска через 1.5 – 2 месяца. Вдобавок, в наше время хорошо развиты методы расчета колебаний упругих конструкций, которые, безусловно, широко используются при разработке системы Starship. Так что быстро рассчитать измененную введением промежуточного отсека частоту собственных колебаний корпуса ракетной системы и в короткий срок спроектировать и построить этот отсек оказалось возможным. И это, кстати, полностью укладывается в привычные методы работы компании SpaceX. Таким образом, под прикрытием борьбы за эффективность была проведена жизненно важная операция по борьбе с неназванной внешнему миру угрозой самому существованию проекта Starship – весьма интенсивным автоколебаниям типа «пого» на первой ступени, в тот момент, когда она является единой сборкой со второй ступенью.

Можно отметить, что это – типичный прием И. Маска по переключению внимания внешнего мира с реальных проблем компании SpaceX на будущие ее достижения. Вот и сейчас, в первые дни после IFT-2 он больше говорит о новом усовершенствованном варианте системы под названием Starship V2 с двигателями Raptor-3, чем о результатах прошедшего испытания (см., например, [11]). И это означает, что сейчас он не знает, как решать выявленные в IFT-2 проблемы. И о третьем испытательном запуске еще до конца этого года он, кажется, говорить прекратил.

При этом, как видно, из рис. 1 борьба против «пого» в сборке увенчалась успехом – таких видимых глазу проявлений «пого» как суперспайки, которые наблюдались в IFT-1, в IFT-2 больше нет. В целом, начиная с 18-й секунды, кривая ускорения системы Starship 18 ноября выглядела вполне приемлемой. Разве, что где-то в окрестности 105-й секунды произошел довольно заметный всплеск, но он тут же погас. Это, по-видимому, мог даже быть просто сбой датчика ускорения.

Однако, выбранный компанией SpaceX путь, хоть и дал сиюминутный результат, но, по-видимому, оказался дорогой в никуда, что, кажется, уже, наконец, начал понимать и сам И. Маск. Корпус у ракеты один, и заменить его собственную частоту вставками можно, но только на другую фиксированную. А со стороны гидроакустики за «пого» играет целый оркестр. Во-первых, в ракетах с ЖРД всегда имеется 2 потенциальных гидроакустических колебательных контура – горючего и окислителя. Во-вторых, в ракетах с большим числом двигателей, таких как Starship, для разных групп двигателей может быть несколько различающихся длин у различных конфигураций топливных магистралей, а, значит, может появиться несколько колебательных контуров с немного разными частотами. В-третьих, из-за многообразности системы Starship возникло требование создать ракетные двигатели Raptor-2/3 с высочайшими характеристиками. У них рекордные давления в камере сгорания, а, значит, и рекордные перепады давления на насосе. Кроме того, у их также необычайно широкий диапазон рабочих тяг, и, соответственно, давлений. А как показывает созданная в мае этого года после IFT-1 теория, при высоких перепадах давления на насосе частота гидроакустических колебаний приблизительно обратно пропорциональна квадратному корню из перепада давления. Таким образом, при сильном варьировании тяги двигателя значительно изменяется и частота гидроакустических колебаний. В-четвертых, «пого» может возникнуть не только при резонансе гидроакустической и «упругой» частот, но и при их кратности, что еще в минимум в 3 раза увеличивает число возможных опасных колебательных режимов. В-пятых, многообразные ступени должны работать без «пого» и при их индивидуальном возвращении, когда роль межступенчатой вставки обнуляется, и частоты собственных упругих колебаний становятся совершенно иными, чем при разгоне ракетных ступеней в сборке.

Таким образом, за «пого» не просто играет оркестр, в нем из-за многообразности системы Starship вырастают настоящие виртуозы с очень широким спектром своей игры. И чем совершеннее ракетная система, чем выше оказываются характеристики ее двигателей, чем больше требований предъявляется к системе для того, чтобы она была многообразной, тем более виртуозной становится их игра. Посмотрим, что

они покажут при первых полетах Starship V2. И противостоять им всем, используя инструмент, способный лишь однократно изменить собственную частоту упругих колебаний, становится невозможно. По сути, это и продемонстрировал эксперимент IFT-2. Теперь рассмотрим его результаты более внимательно.

III. Каких новых оркестрантов выставила система Starship вместо прежнего, заглушенного промежуточным межступенчатым отсеком?

Во втором полете на участке разгона первой ступени B9 были подавлены автоколебания, которые происходили в ступени B7, и которые были вызваны взаимодействием осцилляций в линии подачи в двигатель метана с частотой около 2 Гц и упругих колебаний корпуса с частотой около 6 Гц [1]. При этом оценка частоты упругих колебаний производилась для связки обеих ступеней как единого целого – системы Starship. Однако, анализ показал, что введение промежуточного отсека приводит к тому, что при частотных оценках теперь целесообразно рассматривать упругие колебательные контура в рамках отдельных ступеней. В самом деле, масса промежуточного отсека составляет 9.0 т, в то время как кольцо из стенки бака B7 или B9 той же высоты (2 м) с крышкой было бы почти в 2.5 раза легче, чем этот отсек. Условная средняя толщина этой конструкции из высокопрочной нержавеющей стали оказывается, в таком случае, близка к 10 мм, что, например, превосходит толщину брони современных бронетранспортеров, например, БТР-80, везде, кроме его лба, и только там броня становится такой же толщины [12]. Насколько известно автору, конструкция подобной массивности и жесткости появилась в ракетной технике впервые за 90 лет ее существования. Можно вспомнить, например, что в ракете Atlas толщина верхней части несущего бака была в 27 (!) раз меньше, см. [13]. Это означает, что отсек представляет собой намного более жесткую конструкцию, чем стенки любых несущих баков, являющихся корпусами ракет, в том числе и у системы Starship. Поэтому, промежуточный отсек разделяет прежде единый ее колебательный контур на две части.

Как и ранее, применим полученную из соображений размерности формулу для пересчета частоты упругих колебаний f_e объектов, приближающихся по конструкции к трубам, с известных образцов [1]:

$$f_e = \kappa \sqrt{\frac{\pi E D \delta}{m L}}, \quad (1)$$

где κ – коэффициент пропорциональности, по экспериментальным данным, порядка 1, E – модуль упругости материала, D – диаметр ступени, δ – толщина ее стенки, m – масса ступени, L – ее длина. При этом коэффициент пропорциональности κ определяется по известным данным существующих ракет Saturn V и Titan II GLV. Для ракет и ступеней масштаба Saturn V коэффициент пропорциональности оказался весьма близким к 1 – $\kappa \approx 1.0$ [1].

Однако теперь, как будет видно из дальнейшего, нам потребуются оценки собственных частот отдельных ступеней системы Starship, в том числе и для условий, когда в них было совсем мало топлива. При этом их масса оказывалась меньше массы Saturn V в некоторых случаях почти на порядок. А все эти корреляционные соотношения типа формулы (1) могут давать приемлемую точность, обычно, только в тех случаях, когда основные параметры расчетного объекта, и в первую очередь его масштаб, не слишком сильно отличаются от аналогичных параметров прототипа. Поэтому была проведена оценка еще одной ракеты значительно меньшего масштаба, также представлявшей собой по конструкции, по существу, такую же трубу как Saturn V или Starship, и у которой также наблюдались ясно выраженные колебания «пого». Частоты собственных колебаний ее корпуса оказались известны, при этом ее масса была в 20 раз меньше ракеты Saturn V. Это был вариант боевой ракеты, использовавшейся для запусков пилотируемого космического корабля Gemini – Titan II GLV.

Из источников [14 – 16] были получены данные, которые по формуле (1) позволили сделать оценку частоты ее собственных колебаний – 19.8 Гц. В полетах была зафиксирована частота «пого» до 13 Гц [9]. Таким образом, коэффициент пропорциональности κ в формуле (1) для случая сравнительно небольшой ракеты должен был быть около 0.65. Для оценки собственных частот ступеней системы Starship в тех расчетных случаях, когда их масса m была существенно меньше стартовой массы m_0 ракеты Saturn V, использовалась степенная интерполяция этого коэффициента:

$$\kappa \approx (m/m_0)^{0.145}$$

Теперь попробуем объяснить прохождение основных критических процессов во время второго тестового полета системы Starship в составе первой ступени B9 и второй S25, то есть, при IFT-2. Собственные частоты f_e системы Starship во время IFT-1 (B7+S24) оценивались в диапазоне 5.8 – 6.25 Гц [1]. Собственные частоты f_e первых ступеней B7 и B9 при наземных тестах, по проведенным для них оценкам,

оказались в диапазоне 9.65 – 9.8 Гц вследствие их меньшей массы и меньшей расчетной длины, чем у системы в целом [2].

При IFT-2 в отличие от IFT-1, даже во время полета в сборке собственные частоты обеих ступеней оценивались по отдельности. Единственное отличие расчета на старте при IFT-2 от того, что был проведен в работе [2] при наземных тестах заключалось в том, что во втором полете в формулу (1) подставлялась полная масса системы – 5.0 кт, а не масса ее первой ступени – 3.6 кт, так как в полете вторая ступень находилась сверху в виде груза. Тогда собственная частота В9 в этом расчетном случае стала равной $f_c = 8.2 - 8.3$ Гц.

Колебания первой ступени от работающих двигателей через жесткий промежуточный отсек передавались и на вторую ступень, и в ней также должны были возбуждаться колебания со своей собственной частотой. Она оценивалась по формуле (1) при ее расчетной длине $L \approx 45$ м и массе $m = 1.4$ кт (см. [1]). При коэффициенте пропорциональности для этой массы $k \approx 0.9$ частота оказалась следующей – $f_c = 14.5 - 16.8$ Гц, почти вдвое выше, чем у первой ступени. При этом два колеблющихся на достаточно близких частотах тела, влияя друг на друга, создают сложное негармоническое колебание типа биений, которое описывается несущей частотой, равной полусумме их собственных частот ($f_c = 11.5 - 12.5$ Гц), и накладываемой на несущую огибающей с частотой их полуразности ($f_c = 3 - 4$ Гц).

Теперь сопоставим частоту несущей компоненты этих упругих колебаний системы Starship с частотами возможных гидроакустических колебаний топливной системы ее первой ступени, подробно описанных в работе [1]. Сразу становится ясно, что, в отличие от IFT-1, частота гидроакустических осцилляций в метановой линии питания двигателей слишком низка, чтобы возбудить процесс «пого» в данной ситуации. А вот спектр соответствующих частот в кислородной линии питания, который захватывает полосу частот примерно от 9 – 12 Гц до 18 – 23 Гц (в зависимости от неизвестных в точности длин подводящих трубопроводов) вполне подходит для резонанса с частотой несущей компоненты упругих колебаний, см. таблицу 1 из работ [1, 2].

В ней c – это скорость звука в жидком криогенном кислороде, p_2/p_1 – степень повышения давления в кислородном насосе двигателя Raptor-2, 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. Вследствие отсутствия у автора точных данных о длинах участков кислородного тракта, были проведены расчеты для трех вариантов его конструктивного исполнения. Рабочий перепад давления на насосе $p_2/p_1 = 170$, два других значения соответствуют двум уровням дросселирования тяги, причем наименьший перепад относится к режиму минимальной тяги двигателя Raptor-2, составляющей 20 % от номинала, то есть является нижней границей рабочего режима [1].

Таблица 1

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
	170	0.40		3.40	22.6	10.3
	85				16.1	14.4
	42.5				11.6	20.1
	170	0.50		3.50	25.2	9.21
	85				18.0	12.9
	42.5				12.8	18.2

Из всего вышесказанного следует, что после включения двигателей незадолго до выхода на номинальный режим тяги происходило совпадение частот двух колебательных процессов, что вызывало

возникновение «пого». Но дальнейший рост тяги выводил гидроакустическую частоту из резонанса, и процесс «пого» затухал. Именно это мы и видим на рис. 1 в период 4 – 18 секунд – мощный всплеск колебаний, так же быстро затухший после выхода ускорения на стационарные значения, а, значит, и достижения двигателями номинального режима работы. Но при некоторых изменениях основных параметров системы Starship может оказаться, что, при выходе на стационарный режим, «пого» не прекратится. Тогда можно было бы ожидать разрушения ракеты прямо над стартовой позицией. И кто знает, что будет на этом режиме у системы Starship V2?

Таким образом, заглушив источник возбуждения «пого» через гидроакустические осцилляции в метановой линии топливной системы, промежуточный межступенчатый отсек породил новый возбудитель «пого» уже не с кратностью 3, а резонансный (то есть с кратностью 1), и, поэтому, потенциально еще более опасный.

Рассмотрим теперь вторую возможную ситуацию с возбуждением «пого» на первой ступени B9 в момент повторного запуска двигателей внутреннего кольца при ее маневре торможения. По иконографике с видео IFT-2 [3] следует, что к тому моменту в ступени осталось около 12 % топлива, и ее массу в этот момент можно оценить в 0.6 кт. Коэффициент пропорциональности κ для такой массы оценивается величиной $\kappa = 0.79$, и из формулы (1) следует, что в этом эпизоде собственная частота упругих колебаний ступени B9 примерно следующая – $f_e = 18.4 - 18.7$ Гц. Анализируя соответствующие гидроакустические частоты, мы можем видеть, что резонанс в этом случае происходит при значительно более низких давлениях на насосе, а, значит, и при тяге двигателей, намного ниже номинальной и даже ниже 50 %, а в последнем варианте из таблицы 1 – доходят до нижней границы рабочей области двигателей. Так что краткий всплеск «пого» при повторном запуске двигателей, возможно, был относительно слабым вследствие того, что тяга была не слишком велика, или там снова проявила себя кратность частот.

А отказ двигателей в этот момент, вероятно, мог быть вызван потерей питания двигателей топливом вследствие возникновения знакопеременных и быстро меняющихся перегрузок на маневре торможения первой ступени. При этом следует учесть, что на рис. 1 все ускорения представлены в исходной системе координат, а на интервале времени примерно 170 – 180 секунд первая ступень развернулась вокруг своей поперечной оси на 180° , и в ее системе координат ускорения и перегрузки поменяли знаки.

При этом 9 двигателей внутреннего кольца из 10 включились со 169 по 170 секунду в момент почти нулевого ускорения ступени и еще в момент ее «прямого» положения. Отключение первых 3-х из 12 работающих двигателей произошло в ходе разворота ступени за 4 секунды со 174 по 178, начиная с одного из центральных, который с самого старта действовал без остановки. В это время с выходом работы двигателей на расчетный режим происходил стремительный рост перегрузок, после чего начался, было, стационарный режим торможения, продолжавшийся 8 – 9 секунд, но затем за 6 секунд, со 191 по 197 отключились и все оставшиеся 9 двигателей.



Рис. 3 – Вид неба через одну секунду после взрыва первой ступени

Таким образом, зона отрицательных ускорений, показанная на рис. 1 с 173-й по 199 секунды, на самом деле была зоной больших положительных ускорений, вызванных работой двигателей на торможение почти пустой ступени. При этом условия их работы были вполне расчетными – топливо было весьма плотно прижато ко дну баков, и ступень уже вышла на регулярный прямолинейный полет с примерно постоянной перегрузкой +2.5 g, который, в общем-то, мало отличался от режима полета, успешно завершившегося всего за 20 секунд до этого. Однако, спустя 8 – 9 секунд, 9 оставшихся к тому времени двигателей неожиданно стали быстро отключаться друг за другом, казалось, бы, уже в нормальных условиях их работы, и когда отключился последний, произошел взрыв и разрушение ступени B9, см. рис. 3, показывающий, что было видно в небе на 201-й секунде [3]. Все это весьма похоже на быстрое возбуждение «пого».

IV. Какова причина разрушения ступени S25 во втором полете системы Starship?

Остается ответить на третий вопрос: «Почему без каких-либо видимых причин в конце участка разгона одновременно аварийно отключились все двигатели второй ступени после их длительной и устойчивой работы?» На рис. 4 мы можем видеть отражение этой ситуации на иконографике с видео IFT-2 – в момент времени 00:08:03 за 30 секунд до планового отключения все 6 двигателей работают, что они уже без каких-либо проблем делали уже 322 секунды, а в 00:08:04 они все вдруг отключились [3]. После этого можно было наблюдать довольно прозрачный, но, все же, четко заметный расплывающийся в небе султан, свидетельствующий, о произошедших на борту второй ступени разрушениях, которые привели к выбросу компонент топлива.



Рис. 4 – Отключение двигателей второй ступени

Оценим частоты сопутствующих процессов, порождающих «пого». По иконографике в S25 перед этим событием осталось около 14 – 15 % топлива, и при сухой массе ступени 0.15 – 0.18 кт, полная ее масса составляла около 0.325 – 0.365 кт, $\kappa \approx 0.725 - 0.75$, и собственная частота в этот момент может быть оценена примерно как $f_c = 24 - 27$ Гц. Если длины трубопроводов, подводящих к двигателям кислород на второй ступени близки к таковым на ступени первой, то в первом приближении для оценки гидроакустических частот снова можно использовать данные из таблицы 1. Тогда при кратности 2 возбуждающая частота гидроакустических колебаний будет равна 12 – 13.5 Гц, что весьма близко к рассмотренному выше первому случаю возникновения сильного всплеска вибраций на старте системы Starship ($f_c = 11.5 - 12.5$ Гц).

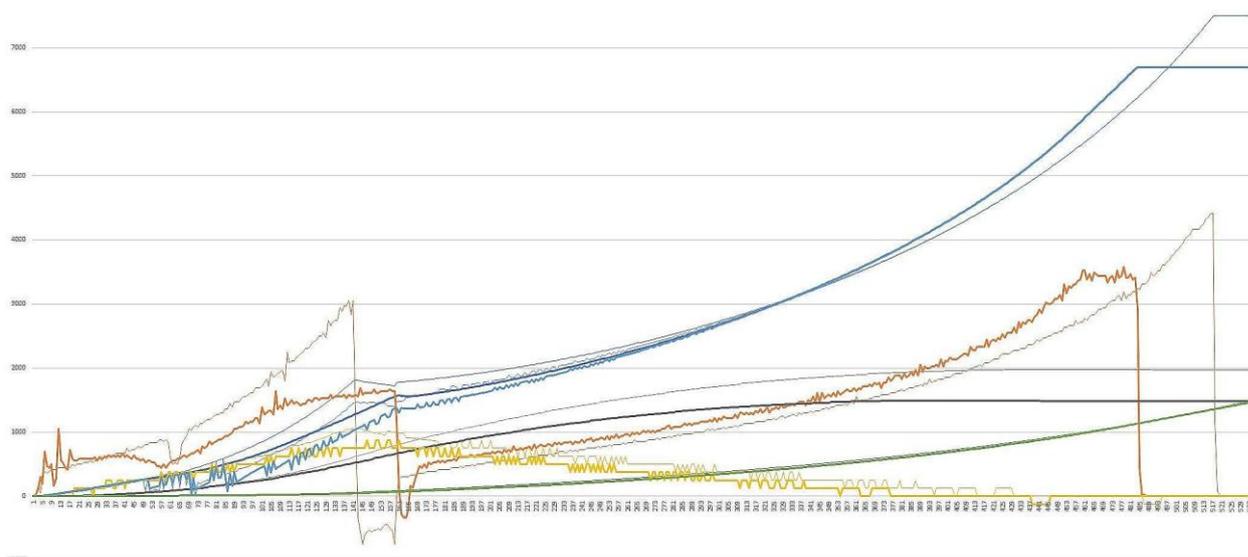


Рис. 5 – Ускорение, скорость, высота, прямая дальность, а также горизонтальная и вертикальная компоненты скорости системы Starship во втором полете в сравнении с аналогичными параметрами ракеты Falcon-9 [7]

С точки зрения анализа в статике эти 2 инцидента возбуждения «пого» довольно близки между собой. Немного обобщая с учетом сравнительно низкой точности оценок собственных частот, можно сказать, что в них обоих $f_c = 12.5 \pm 1.0$ Гц, и в первом случае резонанс, а во втором совпадение частот при кратности 2, происходили при примерно одном и том уровне тяги каждого двигателя Raptor-2 (в первом инциденте их было 33, а во втором – 6). Но, значительная разница была в динамике: на старте системы Starship двигатели резко проскочили промежуточные режимы и быстро вышли на номинальный режим работы, где резонанса с упругими колебаниями уже не было. У «пого» просто не хватило времени для полноценного развития. А во втором случае с момента 00:07:40 началось дросселирование двигателей второй ступени для того, чтобы ее ускорение не превысило величину $3.5 g$ – видимо, такое ограничение было заложено в системе управления, см. рис. 5 [7] (Он, в принципе, аналогичен рис. 1, и отличается от него только тем, что характеристики системы Starship показаны вплоть до конца прекращения передачи телеметрии со второй ступени, и объектом сравнения здесь выступает ракета Falcon-9, а также тем, что прямая дальность здесь измеряется в километрах).

В связи с ограничением ускорения второй ступени тяга ее двигателей медленно и постепенно снижалась. При этом уменьшалось давление в камере сгорания, и росла частота гидроакустических возмущений (см. таблицу 1). Первоначально, на номинальном режиме работы двигателей, их частота, скорее всего, находилась в диапазоне $9 - 10.5$ Гц, и была более чем вдвое ниже собственной частоты второй ступени. Но, постепенно, она приблизилась (с учетом кратности 2) к собственной частоте колебаний корпуса, начался процесс «пого», и был разрушен хотя бы один из трубопроводов подачи кислорода в двигатель. После этого начались взрывные каскадные разрушения в силовой установке, произошла потеря электропитания, и на ступени отказали все устройства и приборы. Однако, судя по видео, сделанному с помощью телескопа астрономом-любителем из Флориды [5], конструкция ступени в целом сохранялась еще не менее 64 секунд, см. рис. 6. На нем кадр а) снят в момент времени 00:08:45 после старта (через 42 секунды после аварии), кадр б) – 00:08:56, через 11 секунд после первого, и кадр с) – 00:09:07, еще спустя 11 секунд.

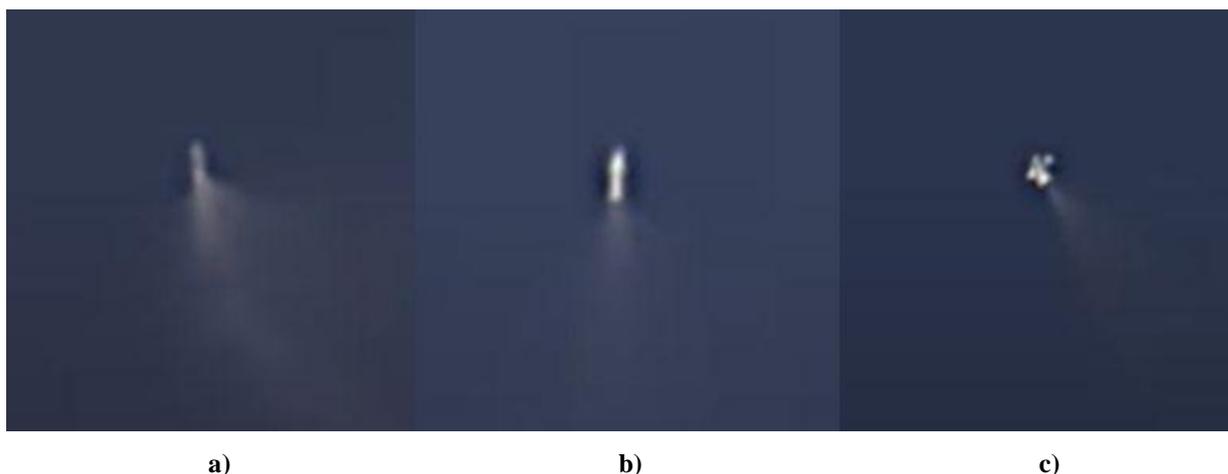


Рис. 6 – Три кадра вида S25 после аварии из видеоролика, снятого из Флориды с помощью телескопа

На кадре б) неплохо видно, что ступень S25 в целом сохранила свои основные пропорции, особенно с учетом того, что она не точно перпендикулярна линии визирования. Максимум того, что она могла потерять, если в момент времени 00:08:03 был, все-таки, достаточно сильный взрыв – это кормовой двигательный отсек. На последнем имеющемся кадре S25 как будто бы начинает разваливаться на куски, которые вскоре упали в океан недалеко от острова Пуэрто-Рико. Однако все эти подробности уже не представляют особого интереса для расследования причины инцидента с S25.

Для полноты картины остается еще кратко рассмотреть горячий запуск второй ступени. При ее стартовой массе около 1.4 кг коэффициент пропорциональности k в формуле (1) близок к 0.9 . Тогда оценка ее собственной частоты дает величины $f_c = 14.5 - 16.8$, что довольно близко к случаю повторного запуска двигателей первой ступени после разделения ($f_c = 16.6 - 16.9$ Гц). Большой разброс оценок частоты второй ступени вызван тем, что автору неизвестно, какова сейчас толщина ее стенки – 3 или 4 мм (см. [1]). Но, впрочем, как и ранее, эти 2 случая снова можно свести вместе к ситуации с собственной частотой $f_c = 15.5 \pm 1.0$ Гц. При таких частотах резонанс с гидроакустическими возмущениями происходит, когда тяга двигателя меньше 50 % номинала (см. таблицу 1), и процесс «пого» развивается относительно медленно. А обоих случаях должно было происходить быстрое наращивание тяги. И при запуске двигателей второй ступени, кажется, все прошло гладко из-за проскакивания режима резонанса. То же должно было бы быть и при повторном запуске двигателей первой ступени, но, там явно вмешались дополнительные факторы, связанные с быстро меняющейся большой отрицательной перегрузкой.

Выводы

1. Пусть и пренебрегающий большинством конструктивных особенностей и, вследствие этого, сравнительно неточный способ пересчета частоты упругих колебаний ракет с прототипа, основанный на теории размерности, тем не менее, вместе с методом расчета гидроакустических осцилляций при сильных перепадах давления, привел к построению картин основных переходных процессов, полностью согласующихся с тем, как реально вела себя система Starship в конфигурациях В7, В7+S24, В9+S25, а также В9 и S25, в двух полетах и в трех наземных тестах.
2. Дано объяснение тому, как введение промежуточного межступенчатого отсека для горячего разделения подавило во втором полете системы Starship колебательный процесс на ступени В9, который в первом полете со ступенью В7 привел к аварии ракеты.
3. Показано, что одновременно наличие этого отсека обеспечило возникновение на первой ступени потенциально еще более опасного колебательного процесса типа «пого» с другой частотой.
4. Продемонстрировано также, что причина аварии второй ступени во втором полете в конце рабочего режима было вызвано возникновение «пого» при дросселировании ее двигателей.
5. Показано, что отсутствие проблем при запуске в полете второй ступени, продемонстрированное в реальном полете, согласуется с оценками, основанными на использовании описанной здесь теории.
6. Оценки показывают также, что связь взрыва первой ступени во втором полете при маневре торможения с автоколебаниями типа «пого» вполне могла быть вследствие быстрого изменения условий ее полета.
7. Предложенный в статье [1] метод расчета гидроакустических осцилляций в системах питания жидкостных ракетных двигателей компонентами топлива с большими перепадами давления, позволяет заранее, до летных экспериментов быстро и легко обнаруживать и подавлять проявления потенциально опасных сочетаний технических характеристик как самих ракет, так и их двигательных установок, которые могут вызывать в полете разрушительные автоколебания вплоть до катастрофических.

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
2. Ю. И. Лобановский – Причина отказов двигателей Super Heavy во время статических тестов. *Synerjetics Group*, 05/18.11.2023, 5 с. // http://www.synerjetics.ru/article/ground_tests.pdf
3. SpaceX Starship launches on 2nd integrated test flight, booster explodes after separation. *VideoFromSpace*, 18 November 2023 // <https://www.youtube.com/watch?v=s-ZwEIJpTTs>
4. Topic: SpaceX Starship IFT-2: Starbase TX, NASASPACEFLIGHT, 18 November 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=59870.0>
5. SpaceX Starship Explosion Filmed from the Florida Keys! *YouTube* // <https://www.youtube.com/watch?v=CTcSMh4VYow>
6. Where did Starship fragments end up after its in-flight destruction? *SatTrackCam Leiden (b)log*, 18 November 2023 // <https://sattrackcam.blogspot.com/2023/11/where-did-starship-fragments-end-up.html>
7. Re: SpaceX Starship IFT-2: Starbase TX: 18 Nov 2023 UPDATES, Reply #248, 19 November 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=59870.msg2541720#msg2541720>
8. Twitter SpaceX, @SpaceX, 18 August 2023 // <https://twitter.com/SpaceX/status/1692610662604702138>
9. C. E. 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>
10. 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>
11. G. Dvorsky – Elon Musk Unveils Plans for Starship Version Two. *Gizmodo. SpaceFlight*, 24 November 2023 // <https://gizmodo.com/elon-musk-spacex-starship-version-two-launch-1851054436>
12. БТР-80. *Wikipedia* // <https://ru.wikipedia.org/wiki/БТР-80>
13. Atlas-Centaur AC-12 Flight Performance for Surveyor III. *NASA TM X-1676*, November 1968, 165 p. // <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19690000964/downloads/19690000964.pdf>
14. Titan II GLV. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/Titan_II_GLV
15. K. D. McCutcheon – U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution. Part 6: The Titan Missile. 03 August 2022 // <https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE06/RPE06.shtml>
16. Aluminum 2014-T6; 2014-T651. *ASM Aerospace Specification Metals Inc.* // <https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2014T6>