

Парадокс двух полетов системы Starship и его разрешение

Ю. И. Лобановский

Даже два косвенных доказательства, весящие по отдельности всего лишь как перышко, вместе давят с тяжестью мельничного жернова.

И. Бентам

Краткое содержание

В работе показано, что в третьем полете системы Starship были преодолены все 3 выявленные во втором полете случаи возбуждения автоколебаний типа «пого», 2 из которых привели к взрывам обеих ступеней системы. Это было осуществлено путем точных, строго контролируемых изменений работы силовой установки. Но, при этом не было сделано никаких попыток предотвратить вновь возникший и также завершившийся взрывом процесс «пого» на ранее не опробованном режиме полета – посадке первой ступени. Из этого делается вывод, что при изменении алгоритмов управления силовой установкой использовались ранее полученные экспериментальные «предаварийные» данные и пересчет частот гидроакустических осцилляций по режимам работы двигателей. Формула пересчета частот была выведена в созданной автором этой работы весной – летом 2023 года теории «пого», которая стала ограничено доступной компании SpaceX не позднее декабря 2023 года.

Приводятся доказательства того, что в период с начала октября 2023 года по конец января 2024 года не менее, чем пятью общественными и бизнес структурами предпринимались попытки заблокировать информацию об этой теории. Однако, в феврале – начале марта 2024 года компания SpaceX применила доступные ей следствия из теории «пого» к изменению алгоритмов работы силовой установки, обеспечив, таким образом, успешное прохождение системой Starship в третьем полете тех режимов, которые во втором полете завершились взрывами.

В заключение делается вывод о том, что без полноценного использования теории автоколебаний типа «пого» компания SpaceX будет вынуждена последовательно идти от одной аварии к другой, экспериментально выявляя все возможные случаи «пого», для которых система Starship является естественной средой обитания. Это будет постоянно происходить и при переходе на новые варианты ракетной системы, что превратит их разработку в нескончаемую последовательность неожиданно возникающих аварий, и может привести к исчерпанию ресурсов, доступных компании для продолжения этого захватывающего процесса.

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

Список символов

c – скорость звука
 f_e – частота собственных колебаний корпуса ракеты
 f_n – частота гидроакустических осцилляций
 h – высота
 L – длина
 L_{eq} – эквивалентная длина колебательного контура
 p – давление
 v – скорость
 w – ускорение

I. Введение

Полностью успешный вплоть до момента проведения возвратного маневра (бустбэка) первой ступени (бустера Super Heavy B9), а также до сброса газов наддува из второй ступени (корабля Ship S25) на финише ее/его разгона, второй полет системы Starship (IFT-2), состоявшийся 18 ноября 2023 года, завершился, тем не менее, взрывами обеих ступеней [1 – 3]. Спустя 4 месяца после него, 14 марта 2024 года был осуществлен следующий, третий полет ракетной системы (OFT-3), в котором эти 2 критически важные точки были успешно пройдены, но, тем не менее, при третьем, последнем запуске двигателей первой ступени, необходимом для мягкой посадки на водную поверхность, снова произошел взрыв, разрушивший, как и прежде, бустер на последнем километре траектории его полета. Вторая ступень после полета по баллистической траектории через половину Земли также разрушилась при входе на скорости, близкой к орбитальной в плотные слои атмосферы Земли [4].

Однако, вопросы, относящиеся к стабилизации второй ступени и ее управлению на орбите, а также к аэродинамике, нагреву и динамике гиперзвукового полета в атмосфере здесь не рассматриваются. Статья

посвящена исключительно взрывному разрушению ступеней системы Starship вследствие возникновения в них катастрофических автоколебаний типа «пого» [1 – 3, 5]. Следует отметить, что в каждом из последующих полетов, начиная со второго, полностью устранялись причины, которые приводили к взрывам и разрушению системы и/или ее ступеней в предыдущем полете. Так что прогресс в борьбе с этим опаснейшим явлением совершенно очевиден. Но в этих новых полетах на вновь достигнутых рубежах возникали новые причины для появления «пого», которые снова надо было преодолевать. Объяснению, почему так происходило каждый раз, и посвящена данная статья. При этом основное внимание было направлено на анализ результатов второго и третьего полетов, так как именно в промежутке между ними произошли события, которые определили последние успехи компании SpaceX в программе летной отработки системы Starship. Но, они же породили новые проблемы, которые могут негативно повлиять на дальнейшее развитие этой программы.

II. Парадокс, обнаруженный при анализе первых тестовых полетов системы Starship

Достаточно подробное выявление причин различия исходов первого и второго полетов системы Starship было проведено в работах [1, 5]. Было показано, как введение промежуточного межступенчатого отсека для горячего разделения подавило во втором полете системы Starship тот автоколебательный процесс типа «пого» на ступени B7, который в первом полете привел к аварии и подрыву ракеты еще на ее участке разгона [5]. Процесс автоколебаний типа «пого», как известно, возбуждается при близости или кратности частот гидроакустических осцилляций в линиях подачи в двигатели ракеты хотя бы одного из компонент топлива и собственных упругих колебаний ее корпуса [6]. Вставка промежуточного отсека изменила собственную частоту упругих колебаний, и таким образом, разорвала положительную обратную связь между этими двумя видами колебаний, из-за которой они и способны усиливаться вплоть до разрушений той колебательной системы, в которой они существуют. Все логично – частота одного из двух взаимодействующих колебательных процессов была сдвинута с кратной по отношению к другой, и они перестали заметно влиять друг на друга. Частоты обоих процессов были измерены в первом полете, а частота упругих колебаний конструкции считается, так что понять, к чему приведет такое ее изменение, было возможно. Впрочем, даже и без численных расчетов ясно, что сдвиг упругой частоты будет велик, и «пого» будет подавлен.

Таким образом, введение промежуточного межступенчатого отсека для горячего разделения оказалось весьма удачным мероприятием, одновременно решившим 2 проблемы: подавления процесса «пого» при разгоне связки из двух ступеней, а также увеличения полезной нагрузки вследствие уменьшения гравитационных потерь при разделении ступеней. Конечно, при этом может возникнуть проблема снижения ресурса многоразовой первой ступени из-за горячего разделения, но до того момента, когда она может стать актуальной, в программе Starship предстоит решить еще много других критически важных проблем.

В результате этого мероприятия во время второго тестового полета в ракетной системе был успешно подавлен совершенно необычный двухуровневый автоколебательный процесс, проявившийся в первом полете, но ее создатели вместо него неожиданно натолкнулись сразу на 3 новые проблемы аналогичного типа. Во-первых, на ступени B9 на самом старте возник потенциально еще более опасный процесс типа «пого». Его опасность заключается в том, что гидроакустическая составляющая была связана с осцилляциями в линии жидкого кислорода с кратностью 2 [1], а не жидкого метана с начальной кратностью 3 как в первом полете [5]. В связи с этим скорость развития «пого» на старте IFT-2 была выше, чем во время IFT-1. Но, к счастью, этот процесс начинался во время набора тяги двигателями ступени B9, а когда они выходили на номинальный (расчетный) режим работы, частоты гидроакустических и упругих колебаний расходились, и процесс «пого» самопроизвольно затухал [1].

Второй раз во втором полете процесс «пого» возник на первой ступени системы Starship при повторном включении ее двигателей во время возвратного маневра (бустбэка) уже после разделения ступеней. А третий случай – это возбуждение «пого» на завершающем этапе разгона второй ступени после сброса избыточного на том режиме газа наддува из ее кислородного бака. В обоих случаях, как известно, эти процессы завершились самопроизвольными взрывами обеих ступеней. Механизмы этих процессов были достаточно подробно описаны в статьях [1 – 3], и нет необходимости повторять это здесь. Важно только то, что, подавив возникший в первом полете процесс «пого», разработчика системы Starship неожиданно для себя столкнулись уже с тремя новыми аналогичными процессами, развитие которые было практически невозможно предотвратить прежним методом – введением каких-то изменений в конструкцию аппарата. В принципе, можно было бы пойти тем путем, на котором подобные проблемы решались 50 – 65 лет назад – установкой на линиях подачи компонент топлива специальных гидравлических или газовых резонаторов-демпферов, изменяющих их частотные характеристики. Или с помощью впрыска газа, скажем, гелия, для снижения скорости звука в соответствующем компоненте топлива, для той же цели [6, 7].

Однако, компании SpaceX осенью 2023 года (как и всем остальным) не были известны методы расчета частоты гидроакустических осцилляций в топливных линиях ракетных двигателей. Поэтому изменение частотных характеристик линий подачи топлива такими способами требовало большого количества экспериментов, в том числе и летных. Например, когда американские ракетные инженеры впервые столкнулись с такими проявлениями «пого», которые было необходимо устранять, компании Martin – разработчику ракеты Titan II, а также NASA и BBC потребовалось почти 2 года на решение этой проблемы. Борьба с «пого» продолжалась 22 месяца – с марта 1962 года по январь 1964 года, было выполнено не менее 24 пусков ракет Titan II, пока не был достигнут желаемый результат. При этом следует отметить, что, в отличие от самопроизвольных взрывов ступеней системы Starship, тогда были лишь неприемлемо высокие вибрации корпуса ракеты Titan II, и только один раз за эту серию испытаний ракета самопроизвольно взорвалась. Это произошло, когда удалось подавить осцилляции в линии подачи окислителя, и, вследствие этого, начался неограниченный рост осцилляций в линии подачи горючего [7].

Но на этот раз в третьем полете системы Starship компанией SpaceX было продемонстрировано, что все 3 выявленных во втором полете случая «пого» спустя всего 4 месяца после второго полета были успешно устранены. Конечно, можно было бы предположить, что в компании, руководителями которой до сих пор официально ни разу не было произнесено слово «пого», была практически мгновенно создана теория этого процесса (что не удалось сделать за $\frac{3}{4}$ века), с помощью которой можно было бы разобраться во всех аспектах этого явления. После чего уже сравнительно нетрудно было бы быстро внести необходимые конструктивные или иные изменения в ракету и/или в программу ее полета. Однако, подобное предположение элементарно опровергается еще одним соображением, против которого практически невозможно найти какие-либо возражения. При новом, третьем включении тех же самых двигателей первой ступени, которые к тому времени без каких-либо замечаний отработали уже 2 раза при разгоне и бустбэке, на этапе посадки опять неожиданной произошел самопроизвольный взрыв бустера – так куда же смотрели разработчики, вооруженные теорией, позволившей быстро (не более чем за 2 месяца) решить 3 предыдущие проблемы? Ведь еще 12 января 2024 года на выступлении главы компании SpaceX И. Маска о проблеме взрыва бустера не было сказано ни слова, а то, что говорилось о взрыве второй ступени, довольно приблизительно отражало реальный ход событий [8].

Казалось бы, такое сочетание событий совершенно невозможно: либо взрывы должны были продолжаться, либо – полностью прекратиться. То есть, возник, казалось бы, логически неразрешимый парадокс, – парадокс двух последних полетов системы Starship, второго и третьего (IFT-2 и OFT-3). Его разрешению и посвящена вся оставшаяся часть этой работы.

III. Демонстрация основных параметров траектории системы Starship во втором и третьем полетах

В источнике [9] вскоре после третьего полета, как и ранее после двух предыдущих, были представлены основные параметры системы Starship по данным, полученным с видеострима (см. [4]). На рис. 1 показаны данные системы по траектории полета первой ступени (бустера B10), а на рис. 2 – по траектории полета второй ступени (корабля S28) до момента прекращения работы ее двигателей.

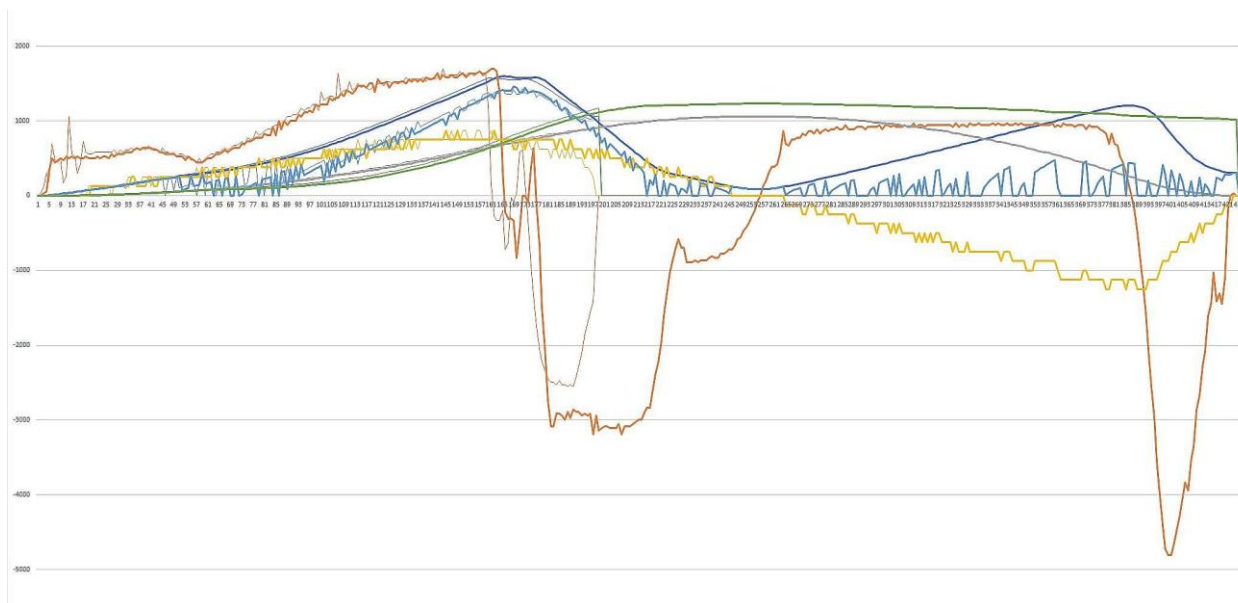


Рис. 1 – Ускорение, скорость, высота и прямая (горизонтальная) дальность, а также горизонтальная и вертикальная компоненты скорости бустера системы Starship во втором и третьем полетах [9]

На рис. 1, 2 проведено сравнение по времени (в секундах) шести параметров первой и второй ступеней системы Starship во втором и третьем полетах, а именно: ускорения (в см/с^2), скорости (в м/с), высоты траектории (в сотнях метров), прямой (горизонтальной) дальности полета (в тысячах метров), а также горизонтальной и вертикальной скоростей (в м/с). Данные относящиеся к третьему полету отображаются толстыми линиями, а ко второму – тонкими. Ускорение показано фиолетово-коричневыми линиями, скорость – синими, высота и дальность – черными линиями.

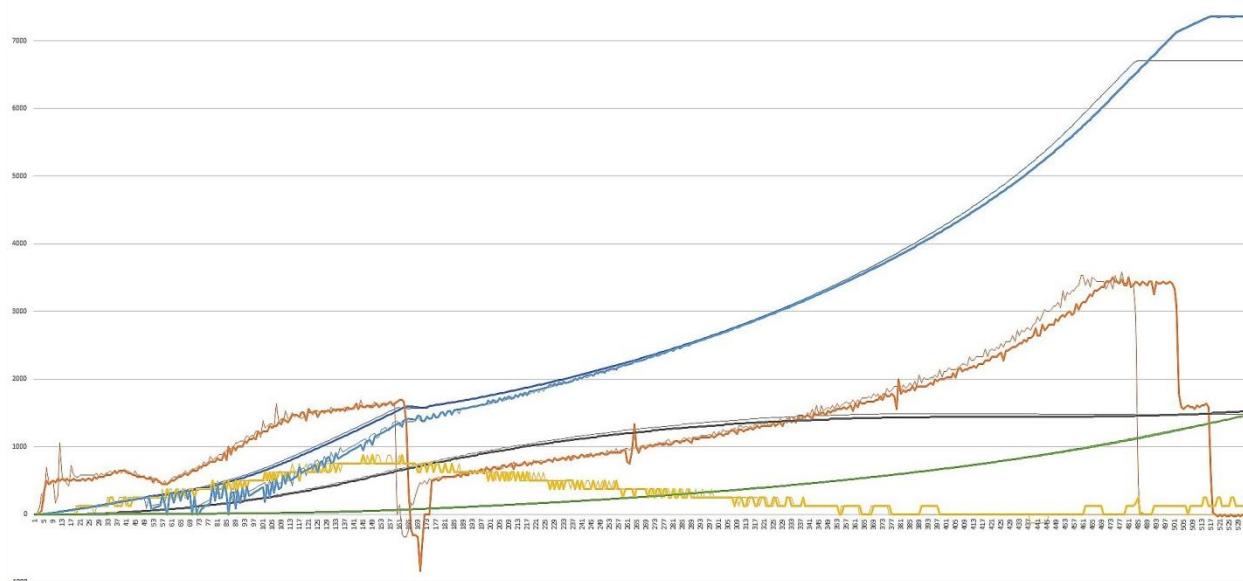


Рис. 2 – Ускорение, скорость, высота, прямая дальность, а также горизонтальная и вертикальная компоненты скорости второй ступени системы Starship во втором и третьем полетах, в том числе и в составе сборки [9]

При этом показанные здесь ускорения являются инерциальными без учета гравитационного ускорения. Следует также понимать, что после разделения и возвратного маневра направление полета бустера изменилось на противоположное, а алгоритм, по которому происходит расчет ускорения этого не учитывает, и поэтому его ускорения меняют знак, и после 160 – 170 секунд полета отрицательные ускорения на рис. 1 на самом деле являются положительными, то есть прижимающими компоненты топлива к нижним днищам баков, что создает условия для его нормальной подачи в двигатели. А на интервале примерно от 275-й до 375-й секунды во время свободного полета бустера под воздействием практически только гравитационных сил ступень находится в невесомости и полное ускорение там близко к 0.

IV. Анализ поведения системы Starship во втором и третьем полетах в окрестности первой критической точки второго полета

Первой критической точкой второго полета системы Starship был период времени примерно с 4-й по 19-ю секунду, то есть на старте. В это время плавный и быстрый рост ускорения ракеты прекращается, и вплоть до 19-й секунды можно увидеть его резкие колебания, более-менее подобные тем, что наблюдались в первом полете практически по всей траектории, причем их масштаб намного превосходит все то, что можно видеть далее на графике ускорения во втором полете. Но эти колебания прекратились так же быстро, как и начались. В первой половине этого интервала времени ракетные двигатели бустера Raptor-2 выходили на номинальный режим работы. Видимо, в связи с тем, что в системе Starship производится автогенный наддув топливных баков (то есть в баки подаются продукты сгорания из газогенераторов двигателей), достижение номинального давления в баках перед выходом на максимальную тягу требует некоторого времени работы двигателей на промежуточной тяге. И время этого процесса заметно больше, чем, скажем, было у ракеты Saturn V. По крайней мере, судя по рисунку 1, выход во втором полете двигателей системы Starship на номинальную тягу при отсутствии ее колебаний произошел бы примерно к 10-й секунде отсчета времени полета, или к 12-й секунде с момента запуска центральных двигателей и двигателей внутреннего кольца [10], в то время как длина этого интервала у ракеты Saturn V составляла всего 1.5 – 2 секунды [11].

Наиболее естественное объяснение таких резких изменений ускорения в самом начале траектории – это возникновение в системе Starship автоколебаний типа «пого», огибающая которых и является представленным на рис. 1 участком графика ускорений на старте. Для того, чтобы возник процесс типа «пого», необходимо, чтобы частота гидроакустических осцилляций f_n в любом из двух типов топливных линий, питающих ракетные двигатели силовой установки, была бы близка к упругой частоте f_e или кратна ей. В статье [1] была дана оценка частоты собственных упругих колебаний корпуса – $f_e = 11.5 - 12.5$ Гц. В качестве первого приближения возьмем среднюю величину $f_e = 12.0$ Гц, и, как обычно, будем считать, что

«пого» может возникнуть, если гидроакустические частоты будут отклоняться от этой величины не более, чем на 8.5 % [5]. Тогда опасный диапазон частот – это $11.0 < f_n < 13.0$ (Гц).

Для трех вариантов геометрии этих линий питания частота гидроакустических осцилляций в кислородном тракте при работе двигателей Raptor-2 на номинальном режиме (при отношении давления на кислородном насосе $p_2/p_1 \approx 170$) при указанных в таблице 1 длинах линии питания кислородом, может находиться в диапазоне $f_e = 10.2 - 10.3$ Гц, см. таблицу 1, что оказывается за пределами диапазона частот упругих колебаний.

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	4.00	4.30	22.7	10.2
	135				20.3	11.4
	160				22.1	10.5
	170	0.40	3.00	3.40	22.6	10.3
	135				20.2	11.5
	160				21.9	10.6
	170	0.45	2.70	3.15	22.7	10.2
	135				20.3	11.5
	160				22.0	10.5

В таблице 1 используются следующие обозначения: c – 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.

На финальном участке временного интервала набора полной тяги двигателями Raptor-2 происходит нарастание давления в их основной камере сгорания до номинального значения. При этом, до номинального значения увеличивается и перепад давления на кислородном насосе – параметре, сильно влияющем на частоту гидроакустических осцилляций. И чем выше перепад, тем ниже частота этих колебаний, см. таблицу 1. Впервые признаки «пого» во втором полете возникли примерно на 4-й секунде полета при ускорении системы $2.5 - 3$ м/с², а полностью прекратились на 22-й секунде, когда ускорение аппарата стало не менее 6.5 м/с². Таким образом, даже с учетом некоторого уменьшения массы, появление «пого» произошло при тяге около 0.8 от номинальной (с учетом ~ 10 м/с² гравитационного ускорения). Этому режиму соответствует перепад давления на кислородном насосе около 135, что увеличивает частоту гидроакустических колебаний примерно на 12 %, см. таблицу 1.

В этом случае частота может быть достаточно близка к частоте упругих колебаний корпуса ракеты (см. варианты расчета при $p_2/p_1 = 135$), что должно вызвать возникновение и рост «пого». Однако увеличение тяги двигателя и давления в его основной камере сгорания вскоре приводит к расхождению частот, и «пого» самопроизвольно гаснет. Таким образом, подобная модель объясняет как возникновение этих автоколебаний, так и их прекращение на старте второго полета системы Starship. Этот процесс, к счастью, просто не успел развиться до опасного или даже катастрофического уровня, что затем дважды происходило во втором полете позднее. Об этом было написано еще в статье [1] в самом начале декабря 2023 года спустя 2 недели после второго полета.

Что же теперь можно увидеть на этом участке траектории во время третьего полета? Во-первых, колебания типа «пого» исчезли, см. рис. 1. Во-вторых, был изменен темп выхода силовой установки на режим номинальной тяги, что проявилось в изменении скорости увеличения ускорения ракеты в первые секунды полета. Весь участок опасных режимов был пройден, примерно, за 3 секунды, с 4-й по 7-ю, то есть, не менее, чем в 2 раза быстрее, чем во втором полете – со 2-й по 9-ю – 10-ю секунды. Это произошло, потому что в третьем полете быстрый рост тяги начался на 2 секунды позднее, чем во втором, а завершился раньше с выходом на квазистационарный режим работы двигателей с суммарной тягой процентов на 5 ниже

номинальной. Только далее, примерно к 35-й секунде, ускорения, а, значит, и тяги силовых установок бустеров В10 и В9 сравнялись. То, что быстрый разгон двигателей бустера В10 завершился на уровне тяги около 95 % от номинальной, не играло какой-либо заметной роли. На этом режиме перепад давления на кислородном насосе $p_2/p_1 \approx 160$, частоты гидроакустических осцилляций были всего на 3 % выше, чем на номинальном режиме, и, очевидно, уже заметно отклонились от резонансных значений. В то же время стационарный режим работы двигателя более устойчив, чем переходный, поэтому очевидное стремление максимально быстро пройти режим работы двигателей, при котором возбуждается «пого», и привел к такому изменению программы управления тягой. Хотя, возможно, несколько меньшее ускорение к концу переходного режима работы двигателей получилось просто из-за того, что стартовая масса системы Starship в третьем полете была чуть больше, чем во втором. Но, в любом случае, результат был получен превосходный – первая критическая точка ноябрьского полета была быстро пройдена на этот раз без каких-либо проблем.

V. Анализ поведения системы Starship во втором и третьем полетах в окрестности второй критической точки второго полета

Второй критической точкой второго полета системы Starship был короткий период, в течение которого ее первая ступень совершала активный маневр по развороту и выходу на траекторию возвращения (бустбэк). Во время его проведения к трем постоянно работавшим центральным двигателям после повторного включения должны были присоединиться еще 10 двигателей внутреннего кольца. В реальности на интервале времени примерно 170 – 180 секунд первая ступень развернулась вокруг своей поперечной оси на 180°, при этом включилось 9 двигателей из 10, а, затем за время со 174-й по 178-й секунду произошло отключение 3-х из 12 работающих двигателей. Тем не менее, разворот ступени был завершен, и, примерно со 180-й секунды она продолжила торможение в квазистационарном режиме уже в при горизонтальном положении бустера с постоянным ускорением $w \approx 25 \text{ м/с}^2$ (см. тонкую линию ускорения на рис. 1). Этот режим должен был продолжаться до 227-й секунды, но, на самом деле, 9 двигателей проработали на нем только ~ 10 секунд, а затем за 6 секунд, со 191-й по 197-й все они каскадно отключились. При этом на 194-й и 197-й секундах были замечены 2 мощных боковых выброса пламени из одной и той же зоны двигательного отсека, и все это завершилась взрывом и разрушением ступени В9 в начале 200-й секунды полета [2].

Не вдаваясь сейчас во все детали этого процесса, который был подробно рассмотрен в статье [2], укажем только, что двукратное возбуждение «пого» на этом этапе полета бустера объясняет 7 его специфических черт, которые были непосредственно видимы глазу во время этого маневра [2]. При этом в рассматриваемом эпизоде собственная частота упругих колебаний f_n бустера В9 была оценена величиной ~ 18.5 Гц [1], и с учетом кратности 2 примерные значения ширины полосы возбуждения «пого» оказались следующими: $8.55 < f_n < 10.1$ (Гц).

По массе бустера и его ускорению была определена тяга силовой установки и, соответственно, режимы работы двигателей на этом участке траектории. Было получено, что во время этого маневра степень дросселирования двигателей была равна ~ 0.70 [2]. Из таблицы 2 (в ней те же обозначения, что и ранее) видно, что при длине кислородного тракта от насоса до газогенератора $L_1 = 0.45 \text{ м}$, и длине кислородного тракта от бака до насоса $L_2 = 4.0 \text{ м}$, а также при соответствующих перепадах давления на кислородном насосе вполне возможно развитие процесса «пого» при двукратном его возникновении [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	160	0.45	4.00	4.45	26.9	8.64
	155				26.5	8.78
	120				23.4	9.94
	110	0.45	4.00	4.45	22.5	10.3
	100				21.5	10.8

В этом случае визуальные проявления этого маневра будут совпадать с теми, явлениями, что были заметны на видео [10]. В таблице 2 первые две строки ($p_2/p_1 = 160$ и $p_2/p_1 = 155$) описывают гидроакустические частоты при развороте бустера В9 на его наветренной и подветренной сторонах соответственно, а третья строка соответствует его финальному участку полета уже без вращения ($p_2/p_1 =$

120), см. [2]. Значение параметра $L_1 = 0.45$ м такое же, как у одного из вариантов расчета «пого» на старте. То, что значения L_2 в этих вариантах расчетов различаются, не является противоречием, потому что длины кислородного тракта от бака до насоса для разных групп двигателей (3 центральных, 10 двигателей внутреннего кольца и 20 – внешнего кольца), безусловно, должны различаться. И «пого», по крайней мере, на начальном этапе, может возникать только на одной из групп двигателей.

Теперь посмотрим на рис. 1, чтобы определить, что же изменилось при бустбэке первой ступени в третьем полете. Из него видно, что ее ускорение на квазистационарном участке торможения увеличилось с 25 м/с^2 во втором полете до 30 м/с^2 , что обеспечивалось работой 13 двигателей по сравнению с 9 при первой попытке осуществления этого маневра. Поэтому теперь степень дросселирования двигателей должна была быть около 0.58, и перепад давления на кислородном насосе должен был упасть до, примерно, 100, см. последнюю строку в таблице 2. При этом частота гидроакустических осцилляций увеличивается с 9.9 Гц до 10.8 Гц и выходит из «зоны пого».

А во время предыдущего маневра разворота в третьем полете также работали все 13 двигателей вместо тех же 9 на второй его половине во втором полете, так что тяга двигателей там тоже была уменьшена в $\sim 9/13$ раза, что снизило перепады давления на насосе со 160/155, примерно, до 110. Это увеличило частоты гидроакустических осцилляций с 8.65/8.8 Гц до ~ 10.3 Гц, что также вывело их из «зоны пого», см. таблицу 2. Таким образом, точное, строго контролируемое снижение тяги двигателей предотвратило возникновение «пого» и взрыв ступени во время бустбэка в ходе третьего полета системы Starship.

VI. Анализ поведения системы Starship во втором и третьем полетах в окрестности третьей критической точки второго полета

Третья критическая точка – это взрыв второй ступени (или корабля Ship) на финише ее/его разгона. Аппарат без каких-либо проблем разогнался по траектории, его ускорение монотонно возрастало в связи с уменьшением массы из-за выработки топлива, пока не достигло величины 35 м/с^2 . В этот момент для прекращения дальнейшего роста ускорения двигатели были переведены в режим непрерывного дросселирования для того, чтобы ускорение стало постоянным. Во втором полете это произошло, примерно на 461-й секунде полета (см. рис. 2). Непосредственно перед этим был произведен сброс газов наддува из кислородного бака, что скачком изменило частоту гидроакустических осцилляций в линии снабжения двигателей окислителем. Кроме того, непрерывное снижение тяги также монотонно повышало эту частоту, так что, вполне ожидаемо, возникли условия для возникновения очередного автоколебательного процесса типа «пого», и двигатели стали каскадно отключаться, и на 483-й секунде произошел взрыв второй ступени (см. [3]).

Картина всего произошедшего качественно была простой и ясной, но ее расчет осложнялся не только тем, что у нас не было и нет до сих пор сколько-нибудь точных данных о конструктивных параметрах топливной системы второй ступени системы Starship, но также и тем, что тяга ее силовой установки, состоящей из трех обычных двигателей Raptor-2 и трех таких же двигателей с так называемым «вакуумным соплом», задолго до 460-й секунды полета была снижена. Оценки по массе ступени и ее ускорению показали, что степень дросселирования силовой установки в целом в точке излома кривой ускорения должна была быть близка к величине 0.83. Наиболее целесообразным представлялось дросселирование менее эффективных в данных условиях обычных двигателей Raptor-2 до 0.64, в то время как «вакуумные» двигатели с соплами значительно большего расширения работали бы на полной номинальной тяге (см. [3]).

После того как анализ двух предыдущих критических точек второго полета системы Starship привел нас к выводу, что наиболее вероятная величина акустической длины (см. [5]) кислородного тракта от насоса до газогенератора в двигателе Raptor-2 $L_1 \approx 0.45$ м, пересчитаем приведенные в статье [3] частоты гидроакустических осцилляций с немного измененными входными данными, см. таблицу 3. Конечно, это модельные расчеты, и реальные характеристики как двигателей, так и их топливных систем могут несколько отличаться от принятых в них, но эти оценки иллюстрируют простой и довольно очевидный механизм возникновения «пого» при изменении степени дросселирования двигателей.

Таблица 3

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)
$c = 930$ м/с						
Starship Ship Raptor-2	170	0.45	2.70	3.15	22.7	10.2
	140				20.6	11.3
	110				18.3	12.7
	125				19.5	11.9
	170	0.45	3.00	3.45	24.0	9.70
	140				21.8	10.7
	110				19.3	12.0
	125				20.6	11.3

Предполагается, что после сброса избыточных к тому моменту газов наддува на входе в кислородные насосы двигателей установилось номинальное давление $p_1 = 0.40$ МПа. Тогда на номинальной тяге перепад давления на насосе $p_2/p_1 \approx 170$. И при длине кислородного тракта от бака до насоса $L_2 = 2.70$ м, которую мы считаем величиной, соответствующей реальной длине для трех центральных обычных двигателей Raptor-2 второй ступени, мы получили бы частоту гидроакустических осцилляций $f_n = 10.2$ Гц (см. первую группу результатов в таблице 3). Однако, как мы предполагали, эти двигатели были дросселированы с уменьшением тяги до 0.64 от номинала, а в этом случае $p_2/p_1 \approx 110$, и $f_n = 12.7$ Гц, что находится уже внутри зоны возбуждения «пого», так как собственная частота упругих колебаний корпуса второй ступени на этом участке траектории составляет, по оценкам, $f_e = 23.5 - 27.5$ Гц (см. [3]). Тогда при кратности 2 и максимально возможном различии частот ± 8.5 % (см. [5]), зона возбуждения «пого» находится при гидроакустической частоте $12.1 < f_n < 14.4$ (Гц), а при кратности 3 – при $8.1 < f_n < 9.6$ (Гц).

В то же время вакуумные двигатели работали на номинальной тяге ($p_2/p_1 = 170$), и в их линиях окислителя при частоте $f_n = 9.7$ Гц процесс «пого» не возбуждался. Величина $p_2/p_1 = 140$ соответствует одинаковому дросселированию обоих вариантов двигателей. Выходит, что если бы это было так, то вторая ступень во втором полете вскоре после прохождения описываемой точки не взорвалась бы. Возможные, но нереализованные варианты в таблице 3 указаны в столбце p_2/p_1 косым шрифтом.

Последние, четвертые строки в каждой группе строк, представленных в таблице 3, относятся уже к третьему полету системы Starship. Вследствие того, что разгон второй ступени завершился успешно, а также из-за того, что две группы двигателей второй ступени выключались не одновременно, стало возможно определить, как в третьем полете дросселировались двигатели второй ступени. И на этот раз дросселирование у них было одинаково. То, что после выключения вакуумных двигателей тяга силовой установки снизилась несколько более, чем в 2 раза, объясняется тем, что их тяга при низких давлениях окружающей среды примерно на 5 % выше, чем у обычных двигателей Raptor-2. Тогда надо было бы рассматривать нереализованный ранее вариант с перепадом $p_2/p_1 = 140$, однако, в третьем полете сброс излишнего газа наддува не был произведен на траектории разгона. Вместо этого, судя по всему, эта процедура была выполнена уже во время пассивного полета, и, кажется, она внесла сильные возмущения в движение второй ступени относительно ее центра масс, что, возможно, в итоге и привело к ее входу в плотные слои атмосферы в неправильном положении и к гибели вследствие нерасчетного режима торможения. Кроме того, Ship из-за этого не смог запустить один из своих двигателей, что переносит этот тур игры компании SpaceX в русскую рулетку с «пого» на следующий полет.

Однако в третьем полете давление перед насосом кислорода на заключительном участке траектории разгона второй ступени не было приведено к номинальному значению, и поэтому, мы оценили величину перепада давления кислорода на насосе при передутном баке $p_2/p_1 \approx 125$, что также было вполне безопасно для аппарата в точке перехода на режим постоянного ускорения. Однако, дальнейшее уменьшение массы ступени приводит к росту частоты ее собственных упругих колебаний. И к концу разгона вторая ступень снова может попасть в зону «пого», но уже при кратности для 3 гидроакустических осцилляций. То есть становится опасной уже не верхняя граница рабочего диапазона, а нижняя.

И в «зону пого» сначала попадают двигатели с более длинными линиями питания кислородом, то есть, очевидно, вакуумные, расположенные дальше от центральной оси ступени (см. таблицу 3, помня, что

реальная длина L_2 вполне может быть и несколько больше, чем 3.0 м). Поэтому для предотвращения развития нового варианта «пого» приходится их отключать еще до завершения разгона второй ступени. Вот чем объясняется странное на первый взгляд завершение разгона второй ступени с более ранним отключением более эффективных двигателей. И, если бы, кислородный бак в третьем полете не был бы передут, то этот момент наступил бы раньше, а, возможно, и вообще разгон второй ступени бы не удалось бы завершить. Для точного ответа на этот вопрос требуется точная техническая информация о второй ступени.

VII. Анализ поведения системы Starship в третьем полете в окрестности первой критической точки этого полета

Вторая и третья критические точки третьего полета (не запуск двигателя в невесомости, который, если бы запустился, мог бы прекратить существование второй ступени несколько ранее, чем это произошло в реальности, а также ее неуправляемый вход в плотные слои атмосферы) вкратце были охарактеризованы в предыдущем разделе.

Рассмотрим теперь более подробно первую критическую точку третьего полета системы Starship, относящуюся к посадке первой ступени на поверхность океана. Вернемся снова к рассмотрению рис. 1. После разворота первой ступени в результате бустбека для полета в противоположном направлении, и ее движения, примерно, в течение 100 секунд почти исключительно под действием сил гравитации в период с 270-й по 370-ю секунды, на высоте около 45 км и при скорости около 1.10 км/с стало заметно ощущаться воздействие атмосферы. Аэродинамическое сопротивление сначала затормозило рост скорости ступени (максимальное значение $v \approx 1.20$ км/с было достигнуто на 385-й секунде полета на высоте 25 км), а затем ее скорость стала уменьшаться. Максимальное торможение было достигнуто на 400-й секунде на скорости около 0.8 км/с и высоте 9 км. Ускорение в этот момент составило 48 м/с^2 .

По иконографии видеострима [4] первый двигатель, один из трех центральных, включился на 414-й секунде полета. В течение этой же секунды к нему присоединились еще 2 двигателя внутреннего кольца, и реактивное торможение началось на высоте чуть ниже 1.0 км на скорости около 365 м/с. Через секунду один из двигателей отключился, а еще через 4 секунды произошел взрыв первой ступени – Super Heavy на высоте около 0.5 км над уровнем океана и на скорости 310 м/с. Так что 3 двигателя вместо планируемых 13 смогли затормозить бустер за 5 секунд на 50 – 60 м/с. По рис. 1 видно, что сколько-нибудь заметное торможение двигателями продолжалось с 416-й секунды по 419-ю, до самого взрыва. Отметим, что перед посадкой система подрыва ступени была дезактивирована.

Итак, по плану бустер должен был начать тормозиться с начальной скорости $v = 0.36 - 0.37$ км/с примерно на высоте $h = 1.0$ км. Так как траектория полета здесь близка к вертикальной, в оценках мы не будем различать ее длину и высоту. При постоянном ускорении w изменение скорости v от 370 м/с до 0 на дистанции 1000 м по формуле

$$w = \frac{v^2}{2h}$$

требуется величина ускорения $w \approx 70 \text{ м/с}^2$. С учетом ускорения свободного падения полная величина ускорения составит около 80 м/с^2 .

Считается, что сухая масса бустера равна 200 т. При удельном импульсе двигателей 3.2 км/с [12] его можно было затормозить со скорости 0.37 км/с при расходе 25 тонн топлива. С учетом гравитационных потерь, затрат топлива на финальные маневры и запасов будем считать, что затормозить следовало объект со стартовой массой перед этой операцией в 240 тонн, и со средней массой 230 тонн. Тогда при ускорении 80 м/с^2 требуется тяга в 18.4 МН. Номинальная тяга 13 двигателей Raptor-2 на уровне моря – это 29.4 МН. То есть степень дросселирования этих двигателей на данном режиме должно быть около 0.63. С учетом того, что тяга падает несколько быстрее, чем снижается давление в основной камере сгорания двигателя, отношение давления на кислородном насосе примем равным величине $p_2/p_1 \approx 110$.

Важно то, что на этом режиме кислород поступал в двигатели не из основного бака, а из небольшого посадочного бака, расположенного внутри основного, см. рис. 3. Диаметр посадочного бака жидкого кислорода – 3 м. На примерно такую же величину он поднят над днищем основного кислородного бака (см. [13]). Поэтому длина линий жидкого кислорода от посадочного бака до насоса двигателей Raptor-2 должна быть около 5.5 – 6 м. При длине $L_1 = 0.45$ м и $L_2 \approx 5.5$ м, частота гидроакустических осцилляций – $f_n \approx 9$ Гц.

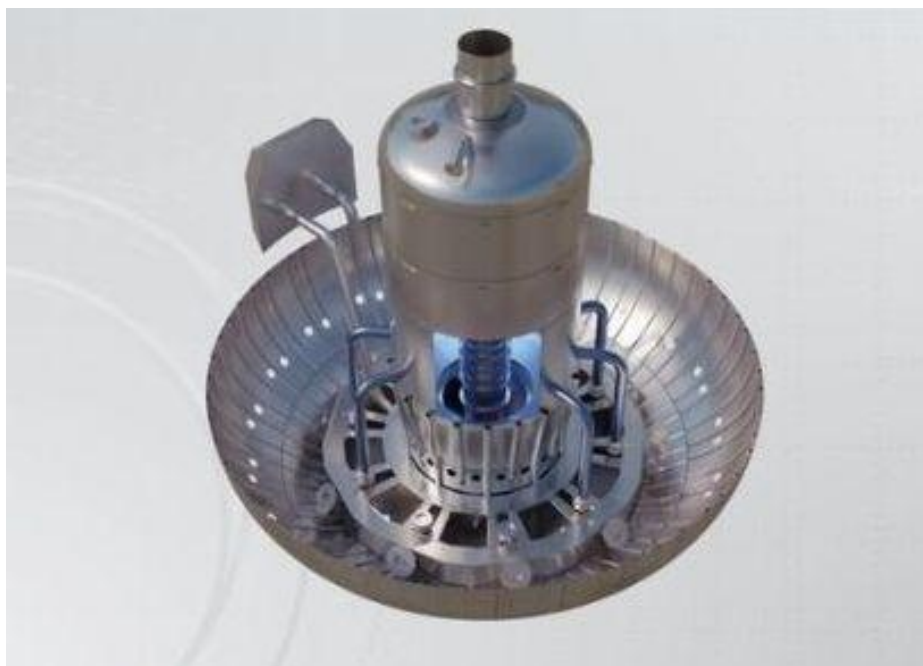


Рис. 3 – Изображение посадочного бака жидкого кислорода [13]

Оценки частоты собственных колебаний корпуса бустера перед посадкой по изложенной выше методике дают величину $f_e \approx 26.2$ Гц. Так что возможно возбуждение «пого» при посадке при кратности 3 и частоте достаточно близкой к значению $f_n = 8.7$ Гц. Так как процесс развивался как никогда быстро, можно сделать вывод о том, что частоты двух процессов, участвующих в «пого», были очень близки. И действительно, как раз при ожидаемой по данным из рис. 3 длине линий питания двигателей бустера получаются именно такие частоты гидроакустических осцилляций, см таблицу 4.

Таблица 4

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)
$c = 930$ м/с						
Starship Super Heavy Raptor-2	110	0.45	5.30	5.75	25.9	8.98
			5.65	6.10	26.8	8.68
			6.00	6.45	27.6	8.42

Таким образом, без сомнения, необъяснимый, судя по некоторым комментариям, взрыв бустера на финише его возвращения из третьего полета системы Starship, вызван теми же причинами что и все предыдущие взрывы ступеней этой ракетной системы – очередным возбуждением процесса «пого». После всего, что было написано в этой работе, рекомендации к устранению этой аварии совершенно тривиальны.

VIII. Парадокс двух тестовых полетов системы Starship: Способ разрешения

Итак, в предыдущих разделах данной работы было показано как все три обнаруженные во время второго полета процессы типа «пого» были устранены в третьем полете во всех трех случаях однотипно – изменением режимов работы двигателей силовой установки, что приводило к изменению частоты гидроакустических осцилляций в линиях питания двигателей кислородом, и к разрыву положительной обратной связи между ними и упругими колебаниями корпуса. Благо, что диапазон дросселирования двигателя Raptor-2 рекордно велик. Однако, для этого надо было знать как связаны между собой тяга двигателя и частота осцилляций потока жидкого кислорода. Автор, имея теорию процесса и расчетный метод, мог легко рассчитывать десятки и сотни вариантов возбуждения и погашения «пого», но как это смогли сделать за месяц-полтора до середины марта 2014 года сотрудники компании SpaceX без теории?

Утверждение, что они внезапно создали эту теорию в кратчайшие сроки, совершенно опровергается простым фактом – если они это сделали, то почему же не рассчитали процесс возбуждения «пого» при посадке бустера, который при известных им заранее параметрах аппарата и режима работы силовой установки считается весьма легко? Это, пожалуй, самый простой из всех 5 выявленных к настоящему моменту случаев возбуждения «пого». При этом в трех предыдущих случаях изменения в управлении

режимами работы двигателей были сделаны ровно такими, какие были необходимы для предотвращения «пого» – не больше, и не меньше. Невооруженным взглядом видно, что они действовали не вслепую. А как?

Ответ на этот вопрос оказывается очень простым – они смогли рассчитать необходимые изменения режимов работы двигателей для тех случаев, которые уже произошли, то есть, когда они имели экспериментальные данные по частотам как гидроакустических, так и упругих колебаний. Из теории следует, что «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» [5]. И это же было повторено еще 4 раза в статьях [1, 11, 14, 15]. То есть

$$f_n \sim \sqrt{\frac{p_1}{p_2}} \quad (1)$$

Таким образом, если из результатов расследования предыдущей аварии частоты и режимы работы двигателей известны, то при неизменной длине топливных трубопроводов по формуле (1) легко определить нужный режим работы двигателей, который позволит избежать аварии в следующем полете.

А авария при посадке бустера до старта третьего полета еще не случилась. И кислород на этом режиме подавался из посадочного бака по трубопроводам иной длины. Поэтому пересчет в этом случае невозможен, надо просто решать соответствующую систему уравнений, а как это делать, компании SpaceX неизвестно. Неизвестна и сама система уравнений. Поэтому SpaceX может идти методом пересчета результатов только от одной аварии к другой. И когда перейдет на новый вариант системы Starship V2 или V3, для нее весь этот путь от аварии к аварии начнется сначала.

IX. Парадокс двух тестовых полетов системы Starship: Возможность применения способа

В предыдущем разделе был описан способ, с помощью которого компания SpaceX могла в короткий срок изменить режимы работы силовой установки обеих ступеней системы Starship для того, чтобы в третьем ее полете предотвратить 3 случая возбуждения автоколебательного процесса «пого», возникших во втором полете. При таком «катастрофическом» способе решения проблем критически важно знание формулы (1). Рассмотрим теперь вопрос о том, могли ли сотрудники компании SpaceX ознакомиться с ней в период между вторым и третьим полетами их ракетной системы, и если да, то, как и когда это произошло.

5 октября 2023 года автор этой работы отправил в arXiv.org статью [5] с анализом результатов первого полета системы Starship, где среди большого объема информации впервые в открытом доступе описывалась и взаимосвязь между частотой гидроакустических осцилляций в линии питания ракетного двигателя и перепадом давления на его насосе, выражаемая формулой (1). 9 октября эта статья должна была быть опубликована, см. рис. 4.

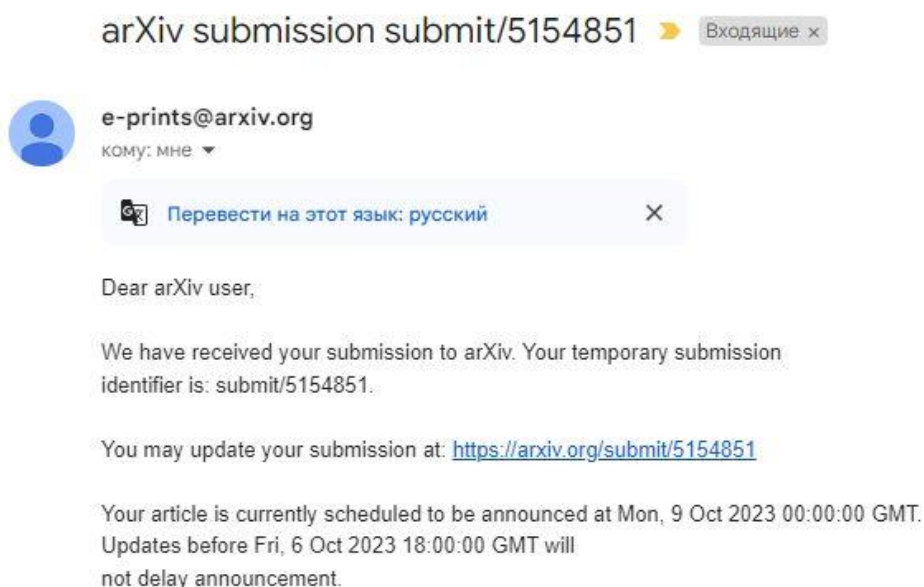


Рис. 4 – Сообщение arXiv о публикации статьи «Причина аварии системы Starship в первом полете» 9 октября 2023 года

Однако, эта статья не стала доступной читателям arXiv ни 9 октября, ни позднее. За день до этого она была неожиданно переведена в статус «on hold – задержана», см. рис. 5, и в этом состоянии она находилась

до 6 ноября 2023 года – 32 дня с момента подачи. Судя по всему, в arXiv.org это был рекордный срок задержки публикации статьи по необъявленным и неясным причинам.

 Cornell University

 > user

Your arXiv.org account: streamphlow

E-mail: streamphlow@gmail.com

Affiliation: [REDACTED]

Name: Yury Lobanovsky Ph.D.

URL: <http://www.synerjetics.ru/>

Default Category: astro-ph.EP

Country: Russia

Groups: physics

Career Status: Other

[Change User Information](#) | [Change Password](#) | [Change Email](#) | [Disable MathJax](#) ([What is MathJax?](#))

Article Submissions				Update	Delete	Unsubmit
Identifier	Type	Title	Status	Actions	Expires	
submit/5154851	New	Cause of Starship Crash on First Flight	on hold			

[START NEW SUBMISSION](#) Would you like to replace or take another action on one of your previously-announced articles? Use the link icons under "Articles You Own" instead.

Рис. 5 – Окно текущего статуса статьи в arXiv.org

На неоднократные попытки автора выяснить, по какой причине и до какого времени будет продолжаться этот режим, следовали изумительные по вежливости и бессодержательности ответы: «Приносим извинения за задержку с вашей статьей. К сожалению, окончательного решения модераторов у нас пока нет, но мы напомнили им, что решение по вашей работе еще не принято....Обратите внимание, что мы небольшая команда из США, работающая с понедельника по пятницу....Как только решение будет принято, ваша статья будет либо размещена в arXiv, либо мы свяжемся с вами для получения дополнительной информации. Пожалуйста, продолжайте проявлять терпение». И позднее, в конце октября: «Из-за сложившейся ситуации у нас возникли более длительные, чем ожидалось, задержки принятия некоторых решений по модерации. Ваша заявка останется в статусе «задержана» до тех пор, пока не будет принято решение. К сожалению, мы не можем указать сроки разрешения этого состояния. Приносим свои извинения за доставленные неудобства».

 arXiv Moderation Support <jira@arxiv-org.atlassian.net> 6 нояб. 2023 г., 20:52
кому: мне ▾

 Перевести на этот язык: русский 

Reply above this line.



Dear author,

Thank you for submitting your work to arXiv. We regret to inform you that arXiv's moderators have determined that your submission will not be accepted and made public on [<http://arxiv.org>][[arXiv.org](http://arxiv.org)][<http://arxiv.org>].

Our moderators have determined that your submission is on a topic not covered by arXiv or that the intended audience for your work is not a community we currently serve.

Рис. 6 – Решение модераторов arXiv по статье о первом полете системы Starship

Наконец, 6 ноября 2023 года, после более чем месячной деятельности, проведенной с целями, которые они так и не смогли или не захотели объяснить автору, решение было принято: «Наши модераторы определили, что ваша работа посвящена теме, не рассматриваемой arXiv, или, что целевая аудитория вашей работы не является сообществом, которому мы в настоящее время служим», см. рис. 6. При этом они не выполнили своего обещания, так и не связавшись с автором «для получения дополнительной информации», а также не сообщили, что за «ситуация» у них там «сложилась».

И причина отказа снова не была сформулирована. В чем она заключалась, то ли тема (теория автоколебаний!) не может рассматриваться в arXiv, то ли она никому не интересна (при том, что через 4 месяца после вынесения этого вердикта, работа, ставшая вскоре доступной компании SpaceX, позволила совершить третий полет системы Starship, результаты которого существенно превзошли все то, что было ранее)? Таким образом, нормальный процесс публикации статьи был неожиданно прекращен, и при этом доступ к содержащейся в ней информации получил неопределенный круг лиц.

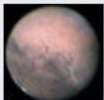
Через месяц, уже после второго полета системы Starship, 6 декабря 2023 года, на известном аэрокосмическом форуме NSF (NASASpaceflight) в теме «Re: SpaceX Starship IFT-2: Starbase TX: 18 Nov 2023 DISCUSSION» автор в качестве своего первого поста поместил краткую информацию о статье, отвергнутой безымянными модераторами arXiv и написал 9 строк о теме той работы (см. [16] и рис. 7). Этот короткий пост вызвал на форуме NSF настолько бурную дискуссию, что вскоре подавил в теме о втором полете Starship все прочие рассматриваемые там вопросы. В связи с этим один из опытных членов форума – Robotbeat из Миннесоты для продолжения обсуждения этого вопроса 15 декабря создал отдельную новую тему «Streamflow's pogo oscillation theory regarding Starship (esp IFT-2)» (см. [17] и рис. 7).

Author

Topic: Streamflow's pogo oscillation theory regarding Starship (esp IFT-2)

☐ **Robotbeat**

Senior Member



Posts: 39270
Minnesota
Liked: 25236
Likes Given: 12114

Streamflow's pogo oscillation theory regarding Starship (esp IFT-2)
« on: 12/15/2023 02:49 am »

Here's a thread to discuss Streamflow's theory about supposed pogo problems on Starship/SuperHeavy on IFT-2, etc.

They originally posted in the IFT-2 discussion thread, but 36 posts later (and at least as many replies), it probably needs to be its own topic:

Quote from: Streamflow on 12/06/2023 05:10 pm

Based on SpaceX video stream of April 20, 2023 about Starship launch, as well as available telemetry, it is shown in this work that on entire part of the trajectory where controlled flight took place, this rocket experienced sharp acceleration fluctuations with a period of 12 seconds, expressed in form of at least 10 pairs of narrow spikes, a sharp drop in acceleration to almost 0 at first, and then very sharp increase of it. This behavior of Starship is caused by previously unknown in rocket technology interaction of longitudinal self-oscillations of Pogo-type with rocket control system. These self-oscillations were excited by hydroacoustic pressure disturbances in fuel lines of rocket engines. A numerical model has been created at first for calculating such hydroacoustic oscillations with pressure discontinuity at pump, and their interaction with own longitudinal vibrations of Starship hull have been analyzed, see "Cause of Starship crash on first flight" – http://www.synerjetics.ru/article/starship_crash_eng.htm

 Logged

 InterestedEngineer likes this

Chris Whoever loves correction loves knowledge, but he who hates reproof is stupid.

To the maximum extent practicable, the Federal Government shall plan missions to accommodate the space transportation services capabilities of United States commercial providers. US law <http://goo.gl/YZYNT0>

Рис. 7 – Открытие на форуме NSF темы «Streamflow's pogo oscillation theory regarding Starship (esp IFT-2)»

Дискуссия продолжилась в новой теме, в течение дня в ней появилось 23 поста, и было сделано 1918 просмотров, но прямо во время написания автором 24-го поста – ответа на вопрос одного из участников форума, тема без каких-либо объяснений была заблокирована безымянным администратором сайта. Это произошло всего лишь через 13.5 часов после ее открытия (см. рис. 8). В теме шло активное и вполне доброжелательное обсуждении автоколебаний типа «пого» без каких-либо нападок на систему Starship или компанию SpaceX, не было даже намека на нарушение каких-либо правил форума, но произошло то, что произошло, а участнику форума Streamflow после этого был закрыт и доступ на форум. При этом даже закрытая и ушедшая вглубь списка тем форума, эта тема регулярно посещалась участниками форума, и на 30 марта 2024 года ее счетчик указывал 5202 просмотра. Более того, позднее выяснилось, что Streamflow тогда же был закрыт доступ на неопределенное число административных и информационных сайтов во всем тэхасском графстве Камерон, где размещается небезызвестное поселение Бока Чика. Заодно туда же был запрещен доступ всем интернет-пользователям, имеющим российский IP-адрес.

Quick Search

Subject / Started by	Replies / Views	Last post
Starship Section Index of Selected Threads and New Poster's Guide new Started by gaballard	8 Replies 88156 Views	11/26/2023 08:52 am by FutureSpaceTourist
SpaceX Starship & Superheavy - Starbase, Boca Chica, TX - Launch Viewing new Started by russianhalo117 « 1 2 Next All »	29 Replies 20645 Views	11/21/2023 05:02 pm by billh
SpaceX BFS - Phase 1 - StarHopper - Photos and Updates new Started by Chris Bergin « 1 2 3 ... 71 Next »	1416 Replies 3127163 Views	09/12/2023 05:55 pm by FutureSpaceTourist
The Evolution of the Big Falcon Hopper (BFH) Pictorial new Started by AC in NC « 1 2 3 ... 5 Next All »	99 Replies 135838 Views	03/25/2019 12:50 am by AC in NC
SpaceX Raptor engine - General Thread 4 new Started by Chris Bergin « 1 2 3 ... 133 Next »	2659 Replies 1126089 Views	Today at 04:30 pm by tenkendojo
Streamflow's pogo oscillation theory regarding Starship (esp IFT-2) Started by Robotbeat « 1 2 Next All »	23 Replies 1918 Views	Today at 04:26 pm by Streamflow
SpaceX Starship IFT-2 : Starbase TX : 18 Nov 2023 DISCUSSION new Started by FutureSpaceTourist « 1 2 3 ... 53 Next »	1046 Replies 358505 Views	Today at 04:25 pm by Jim
Starship hot staging new Started by abaddon « 1 2 3 ... 63 Next »	1252 Replies 293631 Views	Today at 04:25 pm by OTV Booster
Boca Chica non-update photos thread new Started by pyromatter « 1 2 3 ... 78 Next »	1542 Replies 590686 Views	Today at 03:01 pm by FutureSpaceTourist
Super Heavy Booster 10 Ship 28 Update Thread new Started by Kspbutitscursed « 1 2 Next All »	23 Replies 17154 Views	Today at 05:15 am by FutureSpaceTourist

Рис. 8 – Список тем на форуме NSF через несколько минут после закрытия темы «Streamflow's pogo oscillation theory...»

При этом интересно отметить, что, по имеющейся информации, не позднее 14 декабря 2023 года президенту и главному операционному директору SpaceX Гвинн Шотвелл стало известно о работе [5]. И, по-видимому, реакция ее или ее ближайшего окружения была незамедлительной. Иначе трудно найти какую-либо фигуру, настолько заинтересованную в данном вопросе и способную одновременно принять меры к закрытию доступа на известнейший сайт, зарегистрированный в Англии, и, одновременно, закрыть доступ к целому графству из штата Техас. Одновременно, с этого момента было замечено практически полное прекращение каких-либо сообщений из компании SpaceX и ее окружения, относящихся к прошедшему полету системы Starship, а также о ближайших планах на будущее. Последним было выступление 12 декабря 2023 года Кэти Людерс, руководителя Starbase – ракетного полигона, с которого происходят пуски системы Starship, в Брунсвилле, между прочим, главном городе графства Камерон [18]. То есть, было решено применить принцип: «Никто о проблеме не знает, значит, ее нет».

Это молчание было прервано только 12 января 2024 года выступлением И. Маска на полигоне перед его сотрудниками [8], которое, как уже говорилось ранее, довольно приблизительно отражало реальный ход событий во время второго полета [3]. Однако, по имеющейся информации, не позднее 21 января вице-президенту по безопасности полетов SpaceX Вильяму Герстенмайеру стало известно уже о 6 статьях автора этой работы, анализирующих процессы типа «пого» в системе Starship, и, вскоре, принцип непризнания проблемы был отброшен. Судя, по сообщениям представителей близких к SpaceX кругов, изменились и настроения по поводу сроков третьего полета системы Starship. Еще 1 февраля сообщалось: «Мне сказали, что FAA готовится выдать лицензию на запуск Starship в середине-конце февраля, этот месяц обещает быть напряженным» [19], а уже 7 февраля стали писать нечто противоположное: «Для нового запуска Starship Super Heavy необходимо закрыть расследование инцидента при запуске OFT-2 и утвердить изменение лицензии на OFT-3. Расследование инцидента под руководством SpaceX остается открытым, и SpaceX еще не предоставила всю необходимую информацию для изменения лицензии» [20]. Зная, насколько FAA находится в фарватере SpaceX, трудно сомневаться, что эти высказывания отражали в первую очередь позицию самой компании.

Системный анализ всей представленной в этом разделе работы информации приводит к практически однозначному выводу: в период с 1 по 7 февраля 2024 года отношение компании SpaceX к проблеме «пого», а также к теории, ее описывающей и представленной на тот момент шестью статьями [1 – 3, 5, 11, 14] изменилось, и за 5 – 6 недель до 14 марта были изменены алгоритмы управления двигателями в трех критических точках второго полета системы Starship. Это привело к очевидному продвижению вперед по пути выявления и устранения проблем, стоящих перед разработчиками этой системы. Но, невозможность полноценного использования теории «пого» не позволило планово завершить полет бустера. И после того

как простое следствие из теории показало, к чему приводит его использование, было бы естественно начать применять теорию в полном, а не урезанном виде.

Выводы

1. В третьем полете системы Starship компанией SpaceX было продемонстрировано, что все 3 выявленные во втором полете случаи «пого», 2 из которых привели к взрывам обеих ступеней системы, спустя всего 4 месяца после второго полета были успешно устранены путем дозированного изменения работы силовой установки.
2. При этом никаких попыток предотвратить вновь возникший и также завершившийся взрывом процесс «пого» на ранее не опробованном режиме полета – посадке бустера на водную поверхность, не было сделано.
3. Это означает, что при изменении алгоритмов управления силовой установкой использовались ранее полученные экспериментальные «предаварийные» данные и пересчет частот гидроакустических осцилляций по режимам работы двигателей, следующий из созданной автором данной работы весной – летом 2023 года теории «пого», которая стала ограниченно доступной компании SpaceX не позднее середины декабря 2023 года.
4. В период с начала октября 2023 года по конец января 2024 года не менее чем пятью общественными и бизнес структурами предпринимались попытки блокировать информацию об этой теории. Однако, через некоторое время политика компании SpaceX кардинально изменилась, и в феврале – начале марта 2024 года она применила доступные ей следствия из теории «пого» к изменению алгоритмов работы силовой установки системы Starship, обеспечив, таким образом, успешное прохождение ею в третьем полете тех режимов, которые во втором полете завершились взрывами.
5. Таким образом, без полноценного использования теории «пого» компания SpaceX будет вынуждена последовательно идти от одной аварии к другой, экспериментально выявляя все возможные случаи «пого», для которых система Starship является естественной средой обитания. Это будет постоянно происходить и при переходе на новые варианты ракетной системы, что превратит их разработку в нескончаемую последовательность аварий, и может привести к исчерпанию ресурсов, доступных компании для продолжения этого захватывающего процесса.

Литература

1. Ю. И. Лобановский – Причины аварий обеих ступеней системы Starship во втором полете. *Synerjetics Group*, 04.12.2023, 10 с. // http://www.synerjetics.ru/article/second_flight.htm
2. Ю. И. Лобановский – Механизм взрыва первой ступени системы Starship во время ее возвратного маневра. *Synerjetics Group*, 12.01.2024, 11 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/boostback.htm>
3. Ю. И. Лобановский – Механизм взрыва второй ступени системы Starship во втором полете на финише ее разгона. *Synerjetics Group*, 18.01.2024, 7 с. // http://www.synerjetics.ru/article/second_stage.htm
4. Replay! SpaceX Starship launches on 3rd integrated test flight. *VideoFromSpace* 14.03.2024 // <https://www.youtube.com/watch?v=Dr8ZaMAa5jw>
5. Ю. И. Лобановский – Причина аварии системы Starship в первом полете. *Synerjetics Group*, 05.10.2023, 20 с. // https://www.synerjetics.ru/article/starship_crash.htm
6. 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>
7. 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>
8. Elon Musk SpaceX All Hands Company Update. *YouTube*, 13 January 2024 // <https://www.youtube.com/watch?v=jgfMkHtONfg>
9. Re: SpaceX Starship IFT-3 UPDATES: Starbase TX: 14 March. *NSF*, Reply #223, 15.03.2024 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=60478.220>
10. SpaceX Starship launches on 2nd integrated test flight, booster explodes after separation. *VideoFromSpace*, 18 November 2023 // <https://www.youtube.com/watch?v=s-ZwElJpTTs>
11. 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.htm
12. SpaceX Raptor. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Raptor
13. Feeding the Beast: Super Heavy's Propellant Distribution System. *Ringwatchers*, 17 December 2023 // <https://ringwatchers.com/article/booster-prop-distribution>

14. Ю. И. Лобановский – Программа Starship: Итоги 2023 года. *Synerjetics Group*, 20.12.2023/06.01.2024, 5 с. // http://www.synerjetics.ru/article/results_2023.htm
15. Ю. И. Лобановский – О реализуемости некоторых вариантов «пого» в свете проблем программы Starship. *Synerjetics Group*, 08.02.2024, 9 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/feasibility.htm>
16. Re: SpaceX Starship IFT-2: Starbase TX: 18 Nov 2023 DISCUSSION. *NSF*, 06 December 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=59871.msg2547186#msg2547186>
17. Streamflow's pogo oscillation theory regarding Starship (esp IFT-2). *NSF*, 15 December 2023 // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=60060.msg2549671#msg2549671>
18. S. Clark – Starbase general manager Kathy Lueders discusses future plans at invite-only Brownsville event. *The Brownsville Herald*, 12 December 2023 // <https://myrgv.com/local-news/2023/12/12/starbase-general-manager-discusses-future-plans-at-invite-only-brownsville-event/>
19. C. Davenport. *X*, 01 February 2024 // <https://twitter.com/wapodavenport/status/1752867103206420581>
20. A. Beil. *X*, 07 February 2024 // <https://twitter.com/bccarcouners/status/1755314277940858966>

Выражаю благодарность профессору В. К. Батоврину за полезные обсуждения рассмотренных в работе вопросов.

Москва,
30.03.2024

Ю. И. Лобановский