

## Причина отказов двигателей Super Heavy во время статических тестов

Ю. И. Лобановский

### Краткое содержание

В работе выдвигается предположение, что основная причина превышающего разумное число количества отказов как будто бы хорошо отработанных на стендах многоразовых двигателей Raptor-2 во время статических огневых тестов первой ступени Super Heavy системы Starship в принципе является той же самой, что привела к аварии Starship в первом полете. Это причина – автоколебания типа «пого». Однако, вследствие различия условий функционирования Super Heavy в полете в составе комплекса и на стартовой позиции без второй ступени, механизмы возбуждения автоколебаний различаются.

Показано, что результаты, полученные при использовании предлагаемой модели описания процесса, согласуются с тем, что наблюдается при статических огневых тестах.

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

### Список символов

$c$  – скорость звука  
 $D$  – диаметр  
 $E$  – модуль упругости  
 $f_n$  – частота гидроакустических колебаний  
 $f_e$  – частота собственных колебаний корпуса ракеты  
 $k$  – жесткость колебательной системы  
 $L$  – длина  
 $L_{eq}$  – эквивалентная длина колебательного контура  
 $m$  – масса  
 $p$  – давление  
 $\delta$  – толщина стенки

### I. Введение

В работе [1] продемонстрировано, что при первом запуске системы Starship на всем участке траектории, где происходил ее управляемый полет, ракета с периодом 12 секунд испытывала сильные колебания ускорения, выражавшиеся в виде, по крайней мере, 10 пар узких пиков сначала резкого падения ускорения почти до 0, а затем очень резкого его роста. Было показано, что такое поведение системы Starship вызвано ранее неизвестным в ракетной технике взаимодействием продольных автоколебаний типа «пого» с системой управления, причем эти автоколебания возбуждались гидроакустическими возмущениями в магистралях питания ракетных двигателей метаном. Была создана численная модель расчета гидроакустических колебаний с разрывом давления на насосе, проанализировано их взаимодействие с собственными продольными колебаниями корпуса Starship. Было также показано, что интенсивные колебания типа «пого» с частотой около 6 Гц, активировались колебаниями в магистралях метана с кратностью по частоте 3 или 4.

Из результатов расчетов, представленных в работе [1] следовало, что дросселирование двигателя увеличивает частоту гидроакустических колебаний, поэтому ответ системы управления на интенсивные колебания типа «пого» в виде снижения тяги двигателей переводил колебательную систему из окрестности точки первичной кратности в еще более опасную точку более низкой кратности частот, что и приводило к никогда ранее не встречавшемуся поведению ракетной системы с сильными двойными забросами продольного ускорения сначала вниз, а затем вверх, что, в итоге, и вызвало ее аварию.

Однако, в той работе остался нерассмотренным вопрос о причинах отключения двигателей силовой установки при так называемых статических огневых тестах ее первой ступени – Super Heavy, когда запускались все двигатели одновременно. Использувавшие при этом ракетные двигатели Raptor-2 были многоразовыми, и, поэтому перед статическими огневыми тестами могли и должны были быть в необходимой и достаточной степени проверены на работоспособность и надежность на стендах. Однако, при их совместной работе в составе силовой установки Super Heavy при статических происходило значительное количество их отказов, при том, что длительность их работы в этих тестах составляло всего 3 – 6 секунд [2 – 7]. Даже весьма спешно разработанные за 6 десятилетий до этого двигатели НК-15 советской лунной ракеты Н1, которые были одноразовыми и, поэтому, не прожигались до их запуска в полной комплектации, которых было почти столько же на первой ступени – 30 против 33 на Super Heavy, и которые

вместе с системой управления КОРД считаются основной причиной неудачи этой программы, только в одном случае из 4 начинали отказывать за такой короткий период времени – во втором пуске [8].

До первого пуска системы Starship было проведено только одно статическое огневое испытание, и, поэтому, видимо тогда было рано делать какие-либо выводы, не имея той информации, которая была известна только разработчикам системы. Однако, ко второму полету в ноябре 2023 года кроме одного пуска было проведено уже 3 статических огневых теста, и, по-видимому, можно уже сделать некоторые предварительные выводы. Всего до конца 2023 года было проведено 4 таких теста.

## II. Общедоступная информация о статических огневых тестах Super Heavy

Итак, нам доступна общая информация о четырех статических огневых тестах первой ступени системы Starship, называемой Super Heavy, представленная в таблице 1 (в ней также показаны те же данные о двух проведенных полетах). В таблице приняты следующие обозначения:

- A** – число двигателей, не включившихся на старте;
- B** – число двигателей, остановившихся во время наземного теста или в полете;
- C** – из них, возможно, выключившихся не полностью;
- Σ** – общее число двигателей, не отработавших все расчетное время по внутренним причинам.

Таблица 1

N	Дата	SH/Ship	Событие	Длительность (с)	A	B	C	Σ
1	09.02.2023	B7	Тест [2]	~ 6	1	1	0	2
2	20.04.2023	B7	Пуск [1]	~ 100/145	3	5	2	8
3	07.08.2023	B9	Тест [4]	2.7	0	4	0	4
4	25.08.2023	B9	Тест [6]	~ 6	0	2	0	2
5	18.11.2023	B9	Пуск [9]	173/27	0/1	0/9	0/0	0/13
		S25		322	0	3?	0	3?
6	29.12.2023	B10	Тест [10]	~ 10	–	–	–	–

Во время первого полета все отключения произошли примерно к 100-й секунде, после 145-й секунды, когда ракета стала совершать нерасчетные маневры типа «мертвой петли», оценивать состояние двигателей, по-видимому, стало совершенно невозможно. В статических огневых тестах зимы – осени за 3 – 6 секунд терялось от 1 до 4 двигателей, причем их число даже выросло с февраля по август. Отключение двигателей перед стартом, видимо, вызывалось либо последствиями предыдущих огневых тестов, в том числе и с меньшим числом двигателей, либо случайными причинами. Нам представляется, что если достаточно хорошо отработанные ранее на стенде двигатели отключаются на тестах силовой установки с такой скоростью, то должна быть причина, по которой это происходит.

Во втором полете (событие N 5) [9] время работы бустера B9 разделено на 2 фазы: первая – разгон системы Starship (173 с) и вторая – торможение и разворот бустера (от повторного запуска двигателей внутреннего кольца до взрыва – 27 с). При этом 3 центральных двигателя свою работу не прекращали со старта.

Вполне успешный в течение долгого времени полет второй ступени завершился неожиданным мгновенным отключением телеметрии, так что из нее было невозможно определить причины данного инцидента. Но вполне очевидно, что это был взрыв двигателей. Сколько же их взорвалось? Так как там было две группы по 3 двигателя – обычные двигатели Raptor-2 и двигатели Raptor-2 с вакуумным соплом, несколько отличающиеся также и по расположению относительно бака кислорода, то резонно предположить, что, скорее всего, взорвалось 3 двигателя из той группы, которая была менее устойчивой к взрывному процессу. Более точный вывод можно будет сделать, если будут известны точные чертежи силовой установки второй ступени.

В самом конце года, 29.12.2023, после первоначальной неудачной попытки сделать это 21.12.2023 был проведен четвертый статический тест с бустером B10 (событие N 6) [10]. В отличие от всех ранее проводившихся испытаний на нем, судя по изображению бустера, был установлен промежуточный межступенчатый отсек для горячего разделения, который помог во втором полете подавить автоколебания

типа «пого» при полете в составе комплекса из двух ступеней. Но надежда на него при испытаниях только первой ступени, выглядит весьма странной. Также впервые о числе отказавших на этом тесте двигателей не сообщается уже в течение недели после его проведения. Поэтому в таблице 1 в последней строке – только прочерки. Судя по всему, политика компании SpaceX в области гласности с середины декабря 2023 года резко изменилась.

### III. Вероятная причина отказов двигателей Super Heavy при статических огневых тестах

Если в полетах системы Starship практически все неприятности были вызваны колебаниями типа «пого», то естественно попробовать применить эту модель и к статическим испытаниям. Однако, условия полета и условия тестов принципиально отличаются:

- ракета стоит на земле, а не совершает свободный полет;
- на стартовой позиции вместо сборки из двух ступеней находилась только первая.

Колебания типа «пого» в полете были обнаружены прямыми наблюдениями при пусках ракеты V-2 (A-4) еще при ее испытаниях на полигоне Пенемюнде, когда они были слабы и не вызвали каких-либо серьезных проблем. А данных о колебаниях подобного типа при испытаниях на земле до середины ноября 2023 года у автора этой работы не было совершенно, так как до создания многоразовых ракетных систем и при использовании ракетных двигателей, которые, обычно, могли быть запущены только один раз, наземные огневые тесты почти никогда не проводились. И поэтому, шансов обнаружить какие-либо явления, с ними связанные, казалось бы, почти не было. Однако, было сделано предположение, что автоколебания могут быть вполне ожидаемы. В результате, была написана первая версия данной работы, описывающая вероятную причину отказов двигателей Super Heavy во время статических тестов.

Однако, в середине ноября из источника [11] стали известны данные о порядке включения двигателей первой ступени S-1C ракеты Saturn V при старте. Эти двигатели включались не одновременно, а в следующем порядке (см. рис. 1): сначала – центральный двигатель 5, далее включалась пара диаметрально расположенных двигателей 1 и 3, а затем – и оставшаяся пара двигателей – 2 и 4. Все это время ракета продолжала оставаться на земле. Но сразу же после включения центрального двигателя через корпус ракеты проходила упругая волна, которая провоцировала возникновение гидроакустических возмущений в топливных линиях двигателей 1 – 4. Что при отсутствии средств их подавления привело к возникновению при втором запуске (SA-502) автоколебаний типа «пого», которые, судя по этим данным, начались еще на земле и продолжались в полете.

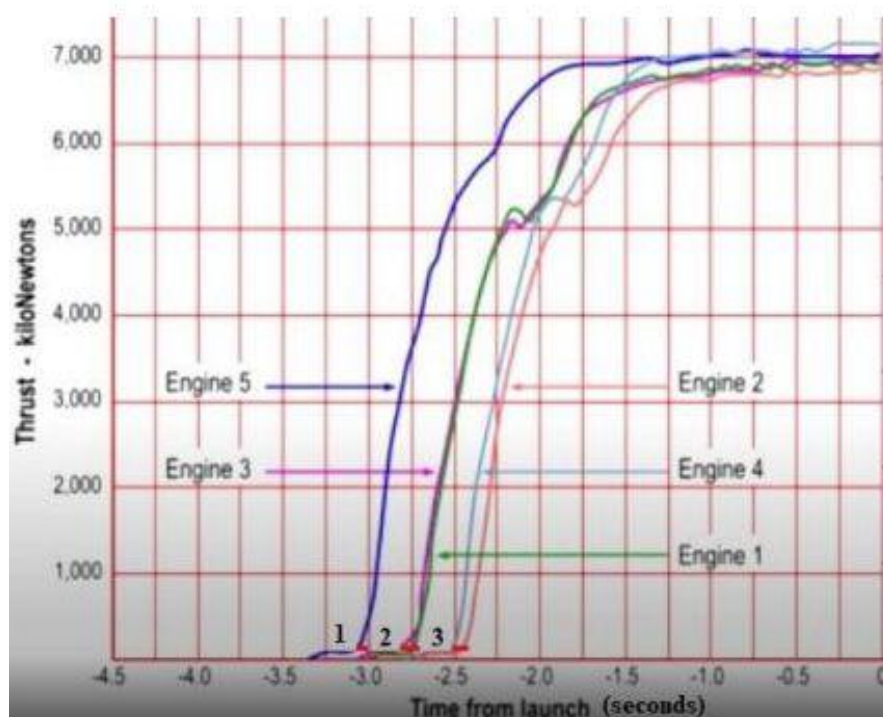


Рис. 1 – Профиль тяги двигателей первой ступени S-1C ракеты Saturn V (SA-506) во время запуска

Таким образом, было экспериментально подтверждено, что автоколебания типа «пого» могут возникать и при нахождении ракеты еще на земле. И только используя средства подавления гидроакустических возмущений в топливных линиях, можно надеяться на то, что «пого» не будет, см. рис. 1, где показан рост

тяги на старте пяти двигателей ракеты Saturn V (SA-506), отправившей на Луну первую экспедицию Apollo-11. Там они уже были.

Сейчас не время и не место заниматься глубоким анализом различий в граничных условиях, накладываемых на процессы колебаний ракетного аппарата в полете и на земле. Просто примем как данное, что эти различия не вносят качественных изменений в эти процессы, и попробуем приложить уже в известной степени отработанный для «полета» метод к «земле».

В соответствии со вторым пунктом списка основных различий этих процессов, собственные частоты колебаний первой ступени Super Heavy отличаются от собственных частот системы Starship, и описанный в работе [1] механизм возбуждения автоколебаний из-за взаимодействия возмущений в метановом тракте ступени и вибраций корпуса не может работать. Надо искать что-то другое.

#### **IV. Оценки частоты собственных продольных колебаний корпуса Super Heavy и гидроакустических колебаний в кислородном тракте ракеты**

Сначала определим частоту собственных колебаний первой ступени Super Heavy, снова применяя способ, описанный в работе [1] и, судя по полученным там результатам, вполне приемлемый для предварительных оценок.

Как и ранее используем формулу для расчета упругих продольных колебаний  $f_e$  стержня с закрепленным концом и грузом на другом его конце, в том случае, когда масса упругого стержня пренебрежимо мала по сравнению с массой груза:

$$f_e \sim \sqrt{\frac{k}{m}},$$

где  $k$  – жесткость колебательной системы,  $m$  – ее масса. В случае стоящей на старте ступени применение этой формулы представляется еще более обоснованным, чем ранее.

В случае колебаний тонкостенной трубы, которой, по существу, является ступень Super Heavy, эта формула может быть приведена к следующему виду:

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

где  $E$  – модуль упругости материала,  $D$  – диаметр трубы,  $\delta$  – толщина ее стенки,  $m$  – масса ступени,  $L$  – ее длина. При этом знак  $\sim$  означает, что производится пересчет частоты с экспериментальных данных, имеющихся для ракеты Saturn V, что впрочем, очень мало влияет на результат, так как коэффициент пропорциональности в случае оценки ее собственной частоты оказался близким к 1 [1].

Модуль упругости нержавеющей стали 304L, из которой изготовлен корпус Super Heavy –  $E = 193 - 200$  ГПа [12]. Его длина – 69 м, однако вследствие вычитания высоты двигателей Raptor-2 и расстояния от них до опорной шайбы, к которой они крепятся, предполагается, что длина упругого колебательного элемента составит, примерно, 65 м (см. [1]). Его диаметр  $D = 9.0$  м, толщина стальной стенки  $\delta = 4.0$  мм, масса ступени  $m = 3.6$  кт. Если же заправка ступени была неполной, и ее масса была меньше, то, как показано ниже, это привело бы только к тому, что автоколебания возбуждились бы при более низкой тяге двигателей.

Тогда собственная частота Super Heavy может быть оценена  $f_e = 9.65 - 9.8$  Гц, при том, что собственная частота всей системы Starship по данным работы [1] составляла 5.8 – 6.25 Гц. После этого было достаточно вспомнить о частоте гидроакустических колебаний в кислородном тракте ступени из той же работы, чтобы убедиться, что согласование этих частот первой ступени системы Starship при статических огневых тестах весьма хорошее, см. таблицу 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.

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						
<b>Starship Super Heavy Raptor-2</b>	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	<b>10.3</b>
	85				16.1	14.4
	42.5				11.6	20.1
	170	0.50		3.50	25.2	<b>9.21</b>
	85				18.0	12.9
	42.5				12.8	18.2

Так как частоты гидроакустических колебаний в кислородном тракте двигателя при его номинальной тяге (при максимальном перепаде давления на насосе) для двух вероятных длин кислородного тракта  $L_1 = 0.5 - 0.4$  м ( $f_n = 9.2 - 10.3$  Гц) столь близки к собственной частоте вибраций корпуса уединенной ступени Super Heavy ( $f_c = 9.65 - 9.8$  Гц), то, можно предположить, что бегущие в такой длинной конструкции волны упругости могут возбудить автоколебаний типа «пого» даже в том случае, когда она не находится в полете, а стоит на земле. Получается, что и в этом случае в ней могут возникать автоколебания, но, в отличие от полной сборки, они реализуются через гидроакустические колебания не метанового, а кислородного, трактов топливной системы (что является более обычной ситуацией для ракет с окислителем – жидким кислородом).

Как было показано в работе [1], частота гидроакустических колебаний изменяется примерно обратно пропорционально квадратному корню от перепада давления на насосе. Поэтому получается, что отказ двигателя при тестах должен происходить в момент приближения его тяги к номинальной, что, насколько можно судить из имеющихся данных, вполне соответствует действительности.

### Выводы

Таким образом, характеристики Super Heavy таковы, что когда ступень находится в составе всей системы Starship, то в ней возбуждаются автоколебания типа «пого» с частотой около 6 Гц через возмущения в метановом тракте, а когда она уединена, то частота их оказывается около 9.5 – 10 Гц, и они возбуждаются через возмущения жидкости в кислородном тракте. И в обоих случаях эти автоколебания приводят к остановке ее двигателей.

### Литература

1. Ю. И. Лобановский – Причина аварии системы Starship в первом полете. *Synerjetics Group*, 05.10.2023, 20 с. // [https://www.synerjetics.ru/article/starship\\_crash.pdf](https://www.synerjetics.ru/article/starship_crash.pdf)
2. Starship's Booster 7 Static Fire Test Drone View on 9 Feb 2023. *TEST Spaceflight* // <https://www.youtube.com/watch?v=TdMIKNduBrk>
3. Whoa! SpaceX fires up 31 of 33 Starship engines in test. *Space.com* // <https://videos.space.com/m/fIAZdOfk/whoa-spacex-fires-up-31-of-33-starship-engines-in-test?list=9wzCTV4g>
4. Д. Скрипач – Тестовый прожиг нижней ступени Starship завершился неожиданным отключением движков. *Naked Science*, 07 August 2023 // <https://naked-science.ru/community/870090#>
5. SpaceX fires up Starship Super Heavy Booster 9 in Texas. *Space.com* // <https://videos.space.com/m/s7NOxb5k/spacex-fires-up-starship-super-heavy-booster-9-in-texas?list=9wzCTV4g>
6. Д. Скрипач – SpaceX снова протестировала ускоритель Super Heavy перед испытательным полетом Starship. *Naked Science*, 28 August.2023 // <https://naked-science.ru/community/876657>
7. Starship Super Heavy Static Fire. *YouTube* // <https://www.youtube.com/watch?v=PHxKhpFUOuo>
8. H-1. *Wikipedia* // <https://ru.wikipedia.org/wiki/H-1>

9. SpaceX Starship launches on 2nd integrated test flight, booster explodes after separation. *YouTube, VideoFromSpace*, November 2023 // <https://www.youtube.com/watch?v=s-ZwEIJpTTs>
10. R. Weber – With Solo Vehicle Testing Complete Flight 3 is Getting Closer. *NSF*, 05 January 2024 // <https://www.nasaspaceflight.com/2024/01/flight-3-getting-closer/>
11. P. Bruskiwich – Comments about the Launch Sequence of Space X Starship. *ResearchGate*, September 2023 // [https://www.researchgate.net/publication/373711000\\_Comments\\_about\\_the\\_Launch\\_Sequence\\_of\\_Space\\_X\\_Starship](https://www.researchgate.net/publication/373711000_Comments_about_the_Launch_Sequence_of_Space_X_Starship)
12. AISI Type 304L Stainless Steel. ASM Specification Metals Inc. // <https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MQ304L>

Москва,  
05.11.2023/05.01.2024

Ю. И. Лобановский