

Механизм взрыва второй ступени системы Starship во втором полете на финише ее разгона

Ю. И. Лобановский

Умри ты сегодня, а я – завтра.
В. Т. Шаламов

Краткое содержание

В работе показано, что взрыв второй ступени системы Starship во время второго испытательного полета произошел на завершающем участке разгона из-за возникновения и развития автоколебаний типа «пого» при гидроакустических возмущениях в кислородной линии питания двигателей. Условия, при которых возникли автоколебания, реализовались после сброса газов наддува из кислородного бака второй ступени, вследствие резкого изменения давления на входе в кислородные насосы ее двигателей при их дросселировании.

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

Список символов

c – скорость звука
 f_c – частота собственных колебаний корпуса ракеты
 f_n – частота гидроакустических колебаний
 g – ускорение свободного падения
 h – высота
 L – длина
 L_{eq} – эквивалентная длина колебательного контура
 m – масса
 p – давление
 v – скорость
 w – ускорение
 Δ – символ разности
< > – символы осреднения

I. Введение

Причина взрыва второй ступени (Ship) системы Starship во втором испытательном полете (IFT-2) на финише ее разгонного участка достаточно долгое время совершенно не была ясна компании SpaceX – разработчику этой ракетной системы. По заявлению Кэти Людерс, руководителя Starbase – ракетного полигона, с которого происходят ее пуски, сделанному 12 декабря 2023 года, то есть спустя 3.5 недели после IFT-2, «...группа по расследованию аномалий Starship все еще выясняет, почему были активированы автоматизированные системы завершения полета [AFTS] 18 ноября» [1]. Потом последовало месячное молчание, и, наконец, 12 января 2024 года И. Маск в своем выступлении на полигоне перед его сотрудниками сообщил, что «...причина, по которой он [Ship] на самом деле не смог выйти на орбиту, заключалась в том, что мы сбросили [vented] жидкий кислород, и жидкий кислород в конечном итоге привел к возгоранию и взрыву. В нормальном полете у нас не осталось бы этого жидкого кислорода, если бы у нас была полезная нагрузка». И далее: «Поэтому я думаю, что у нас есть действительно хороший шанс достичь орбиты в третьем полете, а затем довольно быстро достичь полного и быстрого повторного использования» [2].

В работе [3], написанной через 2 недели после второго полета, однако, указывалось следующее: «Продемонстрировано..., что причина аварии второй ступени во втором полете в конце рабочего режима было вызвано возникновением «пого» при дросселировании ее двигателей». Но вследствие того, что данных о количественных параметрах ступени и ее силовой установки к этому моменту не было, поэтому это утверждение обосновывалось качественными рассуждениями. Сейчас, спустя полтора месяца, используя опыт, полученный при рассмотрении причин взрыва первой ступени системы Starship во втором полете [4], а также, опираясь на информацию из выступления И. Маска [2], в рамках концепции об автоколебаниях типа «пого» проведем более тщательное расследование инцидента со второй ступенью с привлечением количественных данных.

II. Картина произошедшего и оценки количественных характеристик второй ступени и параметров его силовой установки на финальном участке ее разгона

Изучим сначала динамику полета второй ступени системы Starship во втором полете. Для этого рассмотрим ранее уже приводимый в работе [3] график из источника [5], см. рис. 1.

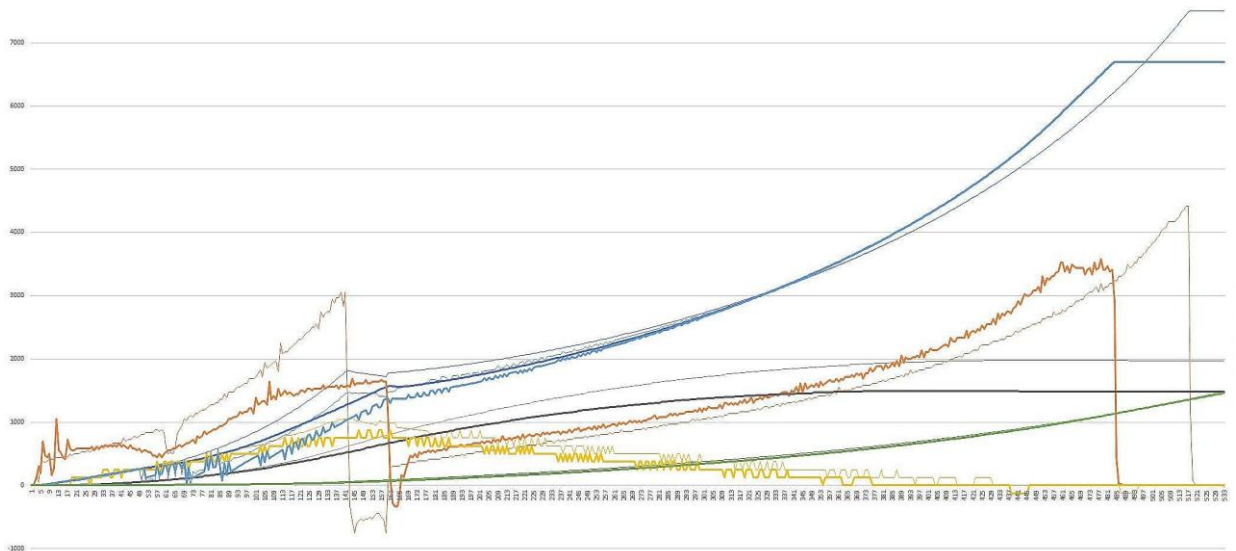


Рис. 1 – Ускорение, скорость, высота, прямая дальность, а также горизонтальная и вертикальная компоненты скорости системы Starship во втором полете в сравнении с аналогичными параметрами ракеты Falcon-9 [5]

На рис. 1 (см. [5]) проведено сравнение по времени (в секундах) шести параметров Starship с аналогичными характеристиками ракеты Falcon 9, а именно: ускорения (в м/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 системе Starship отображаются толстыми линиями, а к Falcon 9 – тонкими. Ускорение показано фиолетовыми кривыми, скорость – синими, высота и дальность – черными линиями...

Но нас сейчас, собственно говоря, интересует только ускорение второй ступени на завершающем участке разгона, где эта быстро растущая вверх линия (вследствие уменьшения массы ступени) переходит с точностью до некоторых колебаний в горизонтальную прямую, и величина ускорения фиксируется на уровне $w \approx 35 \text{ м/с}^2$. В концепции автоколебаний именно это и стало причиной взрыва второй ступени. Отметим, что у второй ступени ракеты Falcon-9 этого нет – там ускорение растет вплоть до отсечки ее единственного двигателя до величины $w \approx 44 \text{ м/с}^2$.

Судя по всему, это различие вызвано, в основном тем, что Starship – это ракета с действительно большими размерами, в которой на давление в топливных баках сильно влияет гидростатическое давление компонентов топлива, особенно возрастающее при росте продольного ускорения ракеты. Например, уже при ускорении 35 м/с^2 каждый метр толщины слоя кислорода добавляет к давлению на дне кислородного бака около 40 кПа при том, что номинальное давление на входе в оба насоса двигателя Raptor-2, используемого системой Starship, – 400 кПа, а максимально допустимое давление в основных баках системы – 600 кПа (см., например, [4]). Так что с учетом длины вертикальных (продольных) участков трубопроводов топливных трубопроводов к двигателям, при больших ускорениях даже в почти пустых баках гидростатическое давление может быть настолько велико, чтобы эти ускорения нужно было бы ограничивать в полете. Судя по имеющимся данным, максимально допустимое ускорение обоих элементов системы Starship не должно превышать значение $w \approx 35 \text{ м/с}^2$. Кроме того, это может потребовать снижения давления наддува в топливных баках сбросом газов наддува в окружающее пространство, что, например, должно было делаться в первой ступени (бустере) системы Starship перед разделением ступеней и резкими увеличениями ускорения бустера при возвратном маневре [4].

Итак, судя по имеющимся данным, максимально допустимое ускорение обоих элементов системы Starship не должно превышать значение $w = 35 \text{ м/с}^2$, и при приближении его к этой величине, необходимо производить сброс газа наддува топливных баков.

Проанализируем имеющиеся у нас, пусть и приближенные и неполные, данные, для выяснения того, что происходило в кислородном баке второй ступени на завершающем участке траектории ее разгона. Для этого внимательно рассмотрим увеличенные фрагменты некоторых кадров видео [6] (см. рис. 2) в указанные в подписи к нему моменты времени.



Рис. 2 – Количество компонент топлива в баках второй ступени в моменты времени 463, 473 и 483 (с) (сверху вниз)

При этом начало фиксации ускорения второй ступени на заданном значении (точка излома графика ускорения на рис. 1), то есть начало соответствующего (дополнительного) дросселирования двигателей ступени произошло примерно на 461-й секунде полета, а на 483-й секунде полета случилось отключение двигателей (см. рис. 2) и, затем, произошел взрыв. С учетом точности, которую можно ожидать от этих изображений, можно считать, что к 463-й секунде полета различия между долями оставшихся в баках компонентов топлива не обнаружено, через 10 секунд после этого какие-то весьма малые их различия все-таки имеются, а еще через 20 секунд, непосредственно перед взрывом, доля кислорода в баке была процентов на 5 % меньше, чем метана. То есть жидкий кислород, как и говорил И. Маск [2], в последние 15 – 20 секунд полета расходовался несколько быстрее, чем метан (в относительных долях). Но никакого его одномоментного сброса на самом деле не было.

Но в то же время внимательное изучение кадров видео [6] показало, что одномоментный сброс вещества из второй ступени на 460-й секунде все-таки был, как раз непосредственно перед началом программного снижения тяги двигателей для фиксации ускорения второй ступени, см. рис 3 – 6.

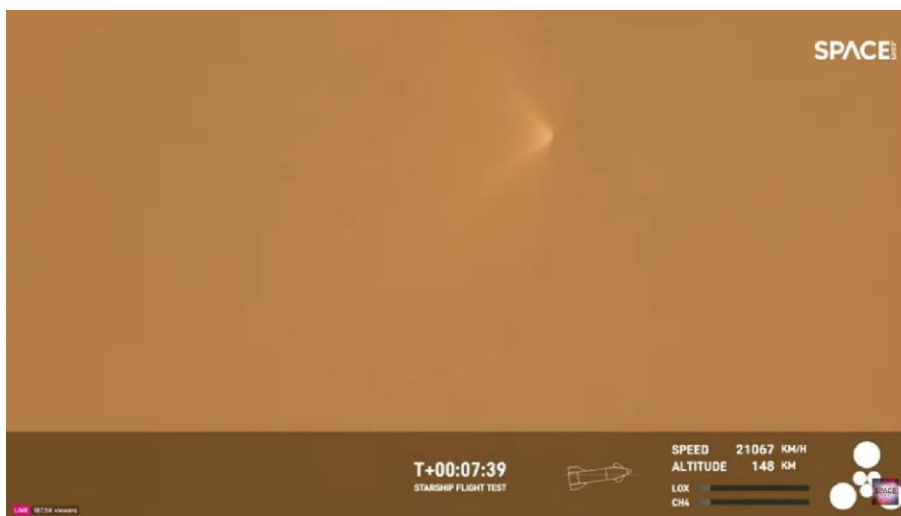


Рис. 3 – Статическая картина ракетного полета на большой высоте

На 459-й секунде вторая ступень совершала регулярный полет, во время которого освещенные Солнцем сконденсировавшиеся компоненты расширяющихся струй выхлопных газов двигателей создавали практически статическое изображение (рис. 3).

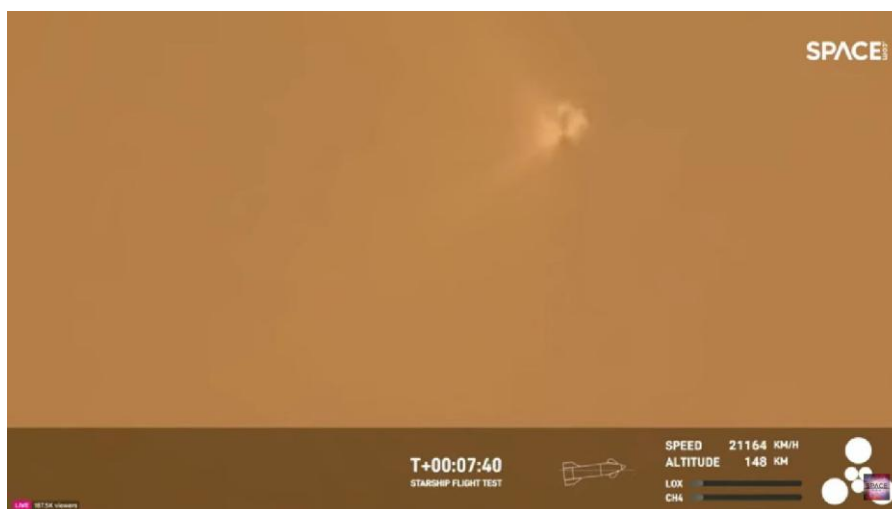


Рис. 4 – Начало расширения «плюма» из-за сброса вещества в окружающее пространство

Через несколько десятых долей секунды возник более плотный, чем струя, «плюм» из сбрасываемого за борт вещества (рис. 4).

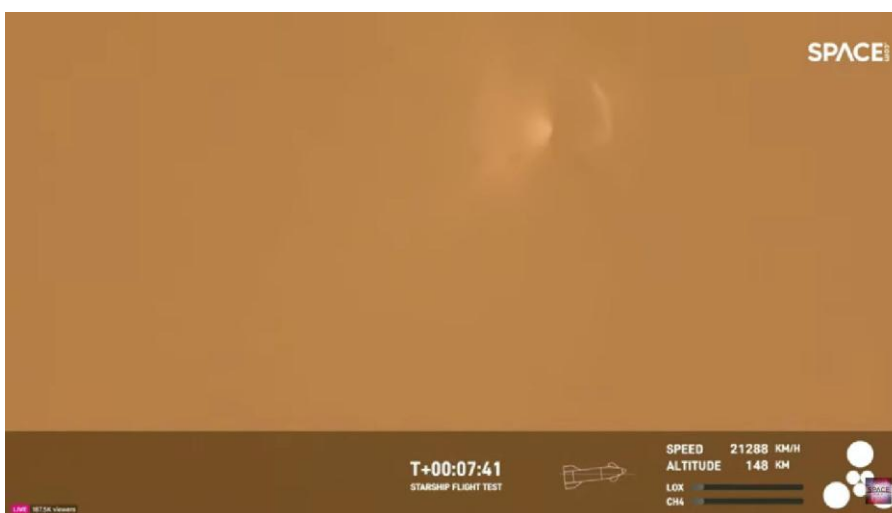


Рис. 5 – Расширение «плюма» и его уход от ступени

Меньше чем за 1 секунду он успел отдалиться от ступени и рассеялся в пространстве (рис. 5).



Рис. 6 – Восстановление статической картины ракетного полета на большой высоте

Уже через 1.5 – 2 секунды «плюм» почти бесследно рассеялся в пространстве (рис. 6). Однако на количество жидкого кислорода в баке это явление не смогло сколько-нибудь заметно повлиять (см. верхнее изображение на рис 2, где ситуация зафиксирована 1 секунду спустя той, что показана на рис. 6), а взрыв произошел только еще через 21 секунду в T+00:08:03[3].

Из совокупности данных достаточно очевидно, что на 460-й секунде полета из кислородного бака произошел сброс газов наддува, состоящих из кислорода, разбавленного относительно небольшим количеством продуктов сгорания метана при большом избытке кислорода – в основном, углекислого газа и паров воды. При этом давление топлива на входе в кислородный насос двигателей Raptor-2 упало настолько, что, видимо, стало номинальным.

Оценим массу ступени к 461-й секунде полета, собственную частоту ее упругих колебаний, а также тягу ее двигателей. Нам необходимо определить режим работы двигателей ступени в это время. Суммарная номинальная тяга трех обычных и трех высотных двигателей Raptor-2 в вакууме составляет 15.5 МН [7]. Тогда при ускорении $w = 35 \text{ м/с}^2$ масса ступени должна бы быть не менее 440 т.

Теперь оценим ее по-другому: начальная скорость полета ступени – 1.55 км/с [5, 6], а в интересующей нас точке она равна 5.92 км/с, и приращение скорости полета $\Delta v = 4.37 \text{ км/с}$. Тогда при среднем удельном импульсе обычных и высотных двигателей Raptor-2 (с преобладанием тяги высотных, см. ниже), равном 3.66 км/с [7] по формуле Циолковского при стартовой массе ступени 1300 тонн [8], масса ступени в данной точке была бы равна 395 т.

Однако, к изменению на траектории скорости как таковой должны быть добавлены потери. Среднее значение гравитационных потерь и потерь на управление, то есть, полных потерь для вторых ступеней трех ракет, к которым относятся Saturn V, Titan II и Зенит-2SLB, составило 510 м/с [9]. Конечно, траектория разгона такого многоразового объекта как Starship, существенно отличается от траекторий одноразовых ракет-носителей вследствие совместной оптимизации и разгонного и возвратного ее участков. Она существенно круче, и, поэтому, значительная часть потерь переносится со второй ступени на первую. Потери второй ступени уменьшаются, но не пропадают совсем. Простое изменение высоты траектории с 70 до 148 км, приводит к гравитационным потерям, которые при использовании закона сохранения энергии легко оцениваются по следующей формуле:

$$\Delta v \approx \frac{g\Delta h}{\langle v \rangle},$$

где Δv – гравитационные потери на интересующем нас участке траектории ее разгона, g – ускорение свободного падения, Δh – изменение высоты траектории, $\langle v \rangle$ – средняя скорость на этом участке траектории.

Из этой формулы следует, что гравитационные потери второй ступени системы Starship составляют около 180 м/с. Добавим к этому 100 м/с потерь на управление, вызванных кривизной траектории, и получим оценку суммарных потерь $\Delta v \approx 280 \text{ м/с}$, что составляет только 50 – 60 % от аналогичных потерь известных одноразовых ракет. Тогда полное изменение характеристической скорости второй ступени системы Starship составит 4.65 км/с, и ее масса в данной точке окажется равной 365 т.

Это означает, что тяга двигателей была ниже номинальной, то есть двигатели в этой точке дросселировались, и средняя степень дросселирования оценивается из отношений массы второй ступени, определенной двумя вышеописанными методами. Следует отметить, что весь полет второй ступени происходил при тяге силовой установки ниже номинальной. Например, ускорение второй ступени на старте сразу после разделения ступеней составляло около 4.5 м/с^2 , и тяга силовой установки была примерно равна 6 – 6.5 МН, что было около 0.4 от номинала. При этом возможно как одинаковое дросселирование всех шести двигателей, так и дросселирование только двигателей с обычным соплом, имеющих на высоте несколько более низкий удельный импульс. Последний вариант представляется более разумным там, где он физически возможен. Степени дросселирования в точке выхода на постоянную величину ускорения в этих случаях будут равны 0.83 и 0.64 соответственно. Таким образом, перепад давления на кислородном насосе при таких степенях дросселирования и при номинальном давлении на входе в со значения 170 [3, 4] снижается, приблизительно, до 140 и 110, соответственно.

III. Наиболее вероятная причина взрыва второй ступени S25 во втором полете

Теперь необходимо оценить принципиальную возможность возникновения «пого» на рассматриваемом режиме, а точные расчеты возможны только после получения точной информации о конструкции ступени, режиме ее полета и режимах работы ее двигателей.

Предполагается, что при запуске двигателей второй ступени давления в ее баках было достаточно близким к номинальному – 400 кПа. По мере ее разгона ускорение, с которым она двигалась, росло, и, несмотря на снижение уровня компонент топлива в баках, росло и их гидростатическое, давление, а, значит, и давление на входе в насосы двигателей Raptor-2. В связи с этим система управления силовой установкой когда-то должна была снизить давление наддува, и, судя по сбросу газов наддува на 460-й секунде, это и было сделано в это время. Как уже упоминалось выше, рассмотрим 2 варианта дросселирования на этот момент: основной, когда дросселируются только обычные двигатели Raptor-2, а высотные работают на номинальном режиме, и второй – дополнительный, когда обе версии двигателей дросселируются одинаково. Будем также считать, что после сброса газов наддува в баках восстановилось номинальное давление. Тогда перепад давления на кислородном насосе у вакуумных двигателей составит величину $p_2/p_1 \approx 170$, у обычных – $p_2/p_1 \approx 110$, а при втором варианте у них обоих – $p_2/p_1 \approx 140$, см. таблицу 1.

В ней используются следующие обозначения: c – скорость звука в жидком криогенном кислороде, p_2/p_1 – степень повышения давления в кислородном насосе двигателя 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 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 Ship Raptor-2	170	0.310	3.00	3.310	19.9	11.7
	140				18.1	12.8
	110				16.1	14.4
	170	0.444		3.444	23.8	9.77
	140				21.6	10.8
	110				19.2	12.1

Так как собственная частота упругих колебаний корпуса второй ступени при массе 365 т по оценкам составляет $f_c = 23.5 - 27.5$ Гц, для простоты примем в качестве расчетной величины среднее значение $f_c = 25.5$ Гц, при кратности 2 и максимально возможном различии частот $\pm 8.5\%$, зона возбуждения «пого» находится при гидроакустической частоте $12.1 < f_n < 14.4$ (Гц), а при кратности 3 – при $8.08 < f_n < 9.58$ (Гц). Тогда при указанных в таблице 1 длине кислородной линии питания двигателей $L_2 = 3.0$ м эта зона при кратности 2 соответствует значениям $0.310 < L_1 < 0.444$ (м), что представляется вполне разумными значениями. В этой зоне, как видно из таблицы 1, на обычных двигателях «пого» возбуждается, а на вакуумных – нет. В случае дополнительного варианта дросселирования, «зона пого» смещается на меньшие значения L_1 . При превышении давления на входе в насос до сброса газов наддува перепады давления на обоих вариантах двигателя Raptor-2 были ниже, и собственные гидроакустические частоты их линий питания кислородом были выше и вне «зоны пого».

А после почти мгновенного снижения давления перед насосами, перепад на них повысился, гидроакустические частоты упали, и двигатели одного варианта могли попасть в «зону пого» (в таблице 1 при $0.310 < L_1 < 0.444$ туда попали двигатели с обычным соплом), а другого – нет. Или в «зону пого» могли попасть и оба варианта двигателей – обычный с кратностью 2, а вакуумный – с кратностью 3. Анализ усложняется еще и из-за того, что, скорее всего длины L_2 у систем питания кислородом в разных вариантах двигателей несколько различались. Поэтому ограничимся демонстрацией возможности возбуждения «пого» после сброса газов наддува, а конкретные расчеты проведем только после получения всей необходимой для этого информации.

После возбуждения «пого» начались сильные вибрации двигателей и трубопроводов, приводящие к разгерметизации стыков и вытеканию некоторого количества жидкого кислорода. Вот и происходит тот самый «слив кислорода», о котором сказал И. Маск [2], но он был вызван уже возникшей в полете аварийной ситуацией. Процесс стал экспоненциально разрастаться, и к 483-й секунде двигатели прекращают работу, и происходит взрыв или даже серия взрывов, в том числе и из-за перемешивания компонентов

топлива и его детонации. Но конструкция ступени более-менее сохранилась, и распалась на обломки только более чем через минуту после этого [3, 10].

Что произошло бы при наличии достаточно массивной полезной нагрузки? В этом случае, очевидно, все могло бы пойти несколько по иному пути в связи с изменением частоты упругих колебаний ступени. Вполне возможно, что тогда бы процесс «пого» не возник на финише разгона второй ступени. Однако, не менее вероятно, что он мог бы произойти в другое время и на другом участке траектории – все это надо заранее рассчитывать, чтобы перед каждым пуском не гадать – умрет ли Starship сегодня или в следующем пуске завтра.

Выводы

1. Анализ оказывает, что взрыв второй ступени системы Starship во время второго испытательного полета произошел на завершающем участке разгона вследствие возникновения и развития автоколебаний типа «пого» при гидроакустических возмущениях в кислородной линии питания двигателей.
2. Условия, способствующие возникновению автоколебаний, создались после сброса газов наддува из кислородного бака второй ступени, вследствие резкого изменения давления на входе в кислородные насосы ее двигателей при их дросселировании.

Литература

1. 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/>
2. Elon Musk SpaceX All Hands Company Update. *YouTube*, 13 January 2024 // <https://www.youtube.com/watch?v=jgfMkHtONfg>
3. Ю. И. Лобановский – Причины аварий обеих ступеней системы Starship во втором полете. *Synerjetics Group*, 04.12.2023, 10 с. // http://www.synerjetics.ru/article/second_flight.pdf
4. Ю. И. Лобановский – Механизм взрыва первой ступени системы Starship во время ее возвратного маневра. *Synerjetics Group*, 12.01.2024, 7 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/boostback.pdf>
5. 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>
6. SpaceX Starship launches on 2nd integrated test flight, booster explodes after separation. *VideoFromSpace*, 18 November 2023 // <https://www.youtube.com/watch?v=s-ZwEIJpTTs>
7. SpaceX Raptor. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Raptor
8. SpaceX Starship. *Wikipedia* // https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Starship
9. Ю. И. Лобановский – Прогноз величины характеристической скорости выведения на низкую околоземную орбиту. *Synerjetics Group*, 06.04.2008, 18 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/prediction.pdf>
10. SpaceX Starship Explosion Filmed from the Florida Keys! *YouTube* // <https://www.youtube.com/watch?v=CTcSMh4VYow>

Москва,
18.01.2024

Ю. И. Лобановский