

## Механизм взрыва первой ступени системы Starship во время ее возвратного маневра

Ю. И. Лобановский

Господь Бог изощрен, но не злонамерен.

А. Эйнштейн

### Краткое содержание

В работе показано, как влияние внешних по отношению к силовой установке первой ступени (бустера) системы Starship факторов на частоту собственных гидроакустических колебаний в кислородном тракте питания двигателя определяет возможность или невозможность возбуждения у бустера продольных автоколебаний типа «пого».

Продемонстрировано также, что представленная здесь численная модель двухстадийного процесса с переменной частотой гидроакустических колебаний полностью объясняет все 7 видимых его особенностей, предшествовавших взрыву бустера во время бустбэка – торможения при осуществлении им возвратного маневра.

**Ключевые слова:** «пого», автоколебания, авария, Starship, частота, возбуждение, гидроакустические колебания, собственные колебания, динамический маневр, бустбэк

### Список символов

$c$  – скорость звука  
 $f_e$  – частота собственных колебаний корпуса ракеты  
 $f_n$  – частота гидроакустических колебаний  
 $g$  – ускорение свободного падения  
 $L$  – длина  
 $L_{eq}$  – эквивалентная длина колебательного контура  
 $m$  – масса  
 $p$  – давление  
 $w$  – линейное ускорение  
 $\varepsilon$  – угловое ускорение  
 $\Delta$  – разность  
 $\omega$  – угловая скорость

### I. Введение

В статье [1] рассматривались причины взрывов, которыми завершились полеты обеих ступеней системы Starship после их разделения и почти полного завершения разгона второй ступени. Оба инцидента объяснялись там возбуждением автоколебаний типа «пого» вследствие конструктивных особенностей как самой ракетной системы, так и ее силовой установки. Эпизод со взрывом второй ступени был достаточно простым для расследования и в достаточно полной степени был описан в статье [1].

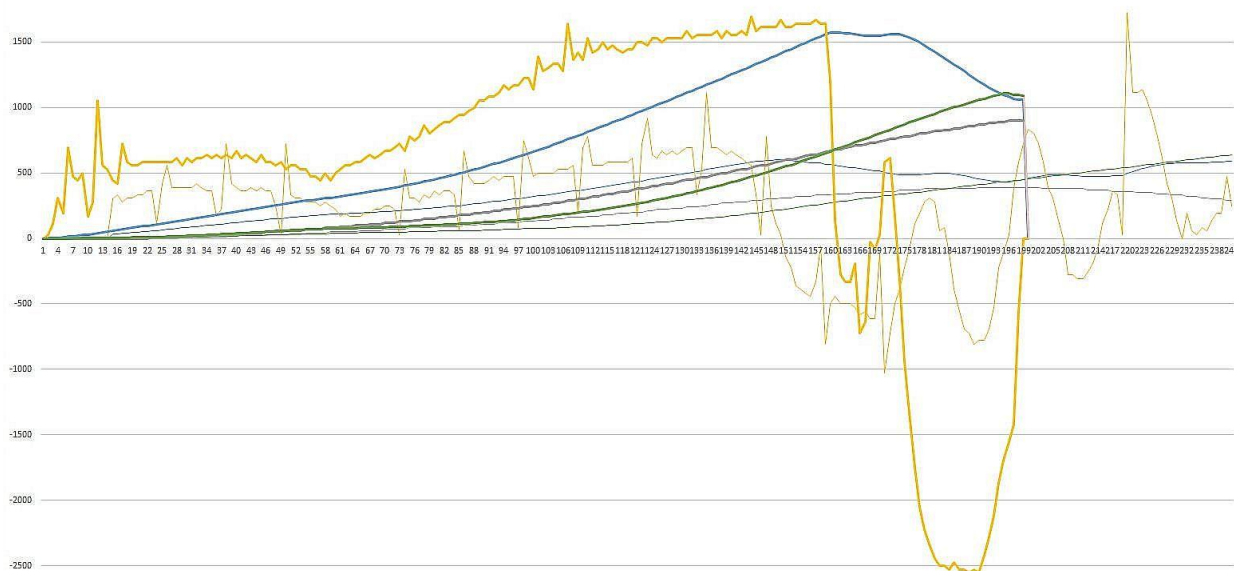
А вот взрыв первой ступени – бустера Super Heavy B9 во время совершения возвратного маневра – бустбэка оказался значительно более сложным для понимания, в первую очередь из-за того, что это был наиболее сложный динамический маневр из всех, что были реализованы в ходе двух полетов системы Starship. Кроме того, по существу почти неизвестны количественные значения ключевых параметров бустбэка, а также характеристик основных систем бустера во время его осуществления. Вдобавок, расчеты частот гидроакустических колебаний по разработанной ранее теории (см. [2]), необходимые для анализа возбуждения автоколебаний, точны при квазистационарных состояниях двигателя и его топливной системы. А этого во время бустбэка не было.

### II. Основные характеристики возвратного маневра, совершенного бустером во время второго полета системы Starship

В работах [1 – 3] рассматривались несколько различных случаев возникновения продольных автоколебаний типа «пого» в ракетной системе Starship, которые в ситуациях, когда им хватало времени проявить себя полностью, в двух полетах трижды разрушали этот ракетный аппарат или его отдельные ступени. Но, в тех случаях, когда процесс «пого» возникал во время кратковременного переходного процесса, например, при выходе ракетных двигателей на номинальный стационарный режим работы, на котором уже не было условий для его развития, тогда он самопроизвольно затухал [1]. При этом во всех достаточно полно рассмотренных случаях, Starship или его ступени либо находились на земле, либо, хотя и

совершали полет, но, тем не менее, основные параметры его траектории менялись медленно, то есть с малой скоростью по сравнению со скоростью процессов, происходящих в силовой установке и топливной системе. Так что в любой рассматриваемый момент времени в первом приближении можно было считать, что условия, в которых находились двигатели, – постоянны. Именно так и проводились оценки возможности возникновения «пого» в работах [1 – 3].

В течение первых 55 – 60 секунд ускорение системы Starship слабо менялось в диапазоне 5 – 6 м/с<sup>2</sup>, а потом 100 секунд медленно возрастало примерно до 16 м/с<sup>2</sup>, (см. рис. 1) [4, 5]. Компоненты ускорения, связанные с медленными изменениями положения корпуса ракеты в пространстве относительно ее центра масс, были весьма невелики даже по абсолютной величине. Так что при характерном периоде собственных колебаний корпуса системы Starship при IFT-2 порядка 0.1 секунды, квазистационарный подход к расчетам «пого» был вполне оправдан. Однако, на начальном этапе возвратного маневра изменения динамических характеристик происходили весьма быстро. Когда первая ступень (бустер) B9 системы Starship во втором полете (IFT-2) после успешного отделения второй ступени (корабля Ship) стала совершать возвратный маневр торможения (бустбэк), то, как видно, из рис. 1, ускорение бустера (толстая желтая линия), полученное на этом графике дифференцированием скорости, показанной на видео, начало чрезвычайно быстро меняться. На этом режиме, в отличие от этапов разгона, когда углы тангажа малы и в первом приближении можно не различать полное и продольное ускорения аппарата, необходимо учитывать не только модуль ускорения, но и его направление относительно продольной оси аппарата, которое во время бустбэка изменяется на противоположное.



**Рис. 1 – Ускорение, скорость, высота и дальность системы Starship в первом и втором полетах [4]**

На рис. 1 (см. [4]) было проведено сравнение по времени (в секундах) четырех параметров Starship в двух полетах, а именно: ускорения ракеты (в см/с<sup>2</sup>), скорости (в м/с), высоты (в сотнях метров), а также прямой (горизонтальной) дальности полета (также в сотнях метров). Данные относящиеся ко второму полету (IFT-2) отображаются толстыми линиями, а к первому (IFT-1) – тонкими. Ускорение показано желтыми кривыми, скорость – синими, высота – оливковыми и дальность – фиолетовыми линиями.

При анализе характеристик бустера во время возвратного маневра следует учесть, что на рис. 1 все ускорения представлены в исходной системе координат. А, как будет показано далее, на интервале времени примерно 170 – 180 секунд первая ступень развернулась вокруг своей поперечной оси на 180° (см. рис. 2, 3), и в ее собственной системе координат ускорения и перегрузки поменяли знаки.

Как видно, из рис. 3, к показанному на нем моменту времени (к 183 секунде, а, точнее, за 5 секунд до этого), 3 двигателя из повторно запущенных во время разворота ступени уже отключились, и все они, вместе с четвертым, не включившимся, оказались на одной стороне бустера.



**Рис. 2 – Момент разделения ступеней, продольная ось бустера примерно совпадает с направлением полета системы**



**Рис. 3 – Бустер совершил половину оборота вокруг своей поперечной оси, развернувшись для возвращения в окрестности старта**

После отключения 30 из 33 двигателей бустера его ускорение (в связке со второй ступенью) примерно к 160-й секунде полета, то есть, к моменту горячего разделения ступеней, сначала падает до 0, а затем после 9 – 10 секунд относительно небольших отрицательных значений (или просто около нулевых – в точности данных по ускорению бустера на этом коротком участке траектории уверенным быть нельзя) вплоть до повторного включения двигателей внутреннего кольца и, одновременно, разворота бустера, начинает быстро расти до  $+25 \text{ м/с}^2$  (в собственной системе координат бустера). Следует отметить, что включилось 9 из 10 двигателей внутреннего кольца бустера. Однако, сразу же, в интервале времени со 174 по 178 секунды произошло отключение первых 3-х из 12 работающих двигателей, начиная с одного из центральных, которые до этого момента с самого старта действовали без остановки. Тем не менее, со 170-й по 179 – 180-ю секунды ускорение бустера все-таки выросло до  $+25 \text{ м/с}^2$ , а он сам развернулся вокруг своей поперечной оси на  $180^\circ$  относительно того положения, которое он занимал в момент разделения ступеней.

Затем начался режим торможения уже без резких маневров и изменений параметров силовой установки, который по плану при 13 работающих двигателях должен был продолжаться до 227-й секунды [1]. Но, на самом деле, 9 двигателей проработали на нем только ~ 10 секунд, а затем за 6 секунд, со 191-й по 197-ю секунды все они 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 B9 в начале 200-й секунды полета [5], см. рис. 4.



**Рис. 4 – Вид неба через одну секунду после взрыва первой ступени**

Конечно, точность определения ускорений, представленных на рис. 1 в моменты быстрых изменений скорости и положения бустера в пространстве, в связи с тем, как они были получены, может вызывать определенные сомнения. То же самое, если не еще в большей мере, относится к данным о пространственном положении бустера, снимаемых с «плоских» кадров видео, а также и к иконографии запуска и отключения двигателей – она на 1 – 2 секунды может расходиться с тем, что непосредственно видно в кадре. Однако, как показывает дальнейшее, для принципиального решения проблемы, почему взорвался бустер B9, в рамках предварительного рассмотрения, их вполне можно использовать. А уж после, пусть инженеры SpaceX, обладая всей полнотой телеметрической информации, превращают это наполовину качественное решение проблемы в количественное для доработки своих систем и алгоритмов.

### **III. Оценки количественных характеристик динамики возвратного маневра бустера и параметров его силовой установки**

Теперь нам необходимо получить разумные оценки перегрузок, испытываемых двигателями бустера и линиями их питания кислородом, так как предварительные расчеты показали, что во втором полете системы Starship (при IFT-2) в отличие от первого (IFT-1) все проблемы, связанные с автоколебаниями типа «пого» возникали именно там. Кроме того, следует оценить изменения давления в баках, вызванные этими перегрузками.

Сначала определим угловое ускорение  $\epsilon$  при вращении бустера во время разворота. В первом приближении будем считать, что половину времени разворота (5 – 6 с) бустер вращался с постоянным ускорением, а вторую половину времени тормозился с тем же по модулю угловым ускорением. Тогда его оценка с учетом того, что маневр, вероятно, был пространственным, а не плоским, составит  $|\epsilon| \approx 0.1 \text{ рад/с}^2$ . Начальная и конечная угловые скорости были нулевыми, максимальная скорость – около величины  $\omega \approx 0.45 \text{ рад/с}$ , а средняя в течение всего разворота –  $\omega \approx 0.225 \text{ рад/с}$ .

Из иконографии с видео IFT-2 [5] следует, что к тому моменту в ступени осталось около 12 % топлива. Это означает, что в нижнем баке бустера – баке с жидким кислородом, где находилась основная по массе компонента топлива, толщина слоя кислорода с учетом кривизны нижнего днища составляла около 4.5 м.

Именно здесь, а также в двигательном отсеке была сосредоточена основная масса бустера, за исключением массы слоя жидкого метана в верхнем баке на расстоянии не менее 45 – 50 м от нижнего края бустера, а также массы корпуса, более менее равномерно распределенной по его длине, составляющей, как известно, около 70 м. При этом масса оставшегося метана должна была составлять около 0.28 от массы оставшегося кислорода. Кроме того, для оценок имеют значение также верхняя крышка метанового бака, и расположенный на самом верхнем конце бустера межступенчатый отсек горячего разделения (FHSI) массой 9 т. Видимо, не будет сделано большой ошибки, если считать, что с учетом массы корпуса бустера его центр масс расположен примерно в 15 м от интересующей нас зоны – окрестности турбонасосов кислородного тракта двигателей Raptor-2. Более точные расчеты предоставим сделать тем, кому этим положено заниматься по штатному расписанию.

Тогда среднее центробежное ускорение в интересующей нас зоне составит  $\sim 1 \text{ м/с}^2$ , а тангенциальное ускорение от закрутки бустера – около  $1.5 \text{ м/с}^2$ . Эти величины довольно малы по сравнению со значениями продольного ускорения, показанным на рис. 1 и доходящими, до  $25 \text{ м/с}^2$  на участке квазистационарного полета с торможением. Так как оценка центробежного ускорения составляет около 4 % от этой величины, то им в первом приближении вполне можно пренебречь. Но тангенциальное ускорение, направленное по нормали к вектору основного, продольного ускорения, несмотря на свою относительно малую величину – порядка 6 % от него, является источником эффекта, который можно визуально наблюдать на видео [5] – несимметричного относительно продольной оси бустера отключения двигателей, хорошо видимого, например, на рис. 3, поэтому его будем явно учитывать.

Опираясь на имеющиеся данные, определим режим работы двигателей на участке квазистационарного полета, начавшегося после завершения разворота бустера. В момент разделения масса первой ступени составляла, по оценке, около 0.60 кт (0.20 кт – масса конструкции + 12 % исходного количества топлива). При расходе топлива двигателем Raptor-2 на номинальном режиме работы – 0.685 т/с [6] 9 двигателей за 8 секунд израсходуют около 50 т топлива. Исходя из массы бустера и его продольного ускорения на начало квазистационарного участка полета, определим тягу силовой установки при торможении, степень ее дросселирования и, соответственно, уточненный массовый расход топлива. После 3 – 4 итераций при ускорении  $w = 25 \text{ м/с}^2$  получаем к 180-й секунде массу бустера  $m \approx 0.565 \text{ кт}$  при тяге силовой установки  $T \approx 14.1 \text{ МН}$  и степени дросселирования двигателей по давлению около 0.70. Если бы работали все 13 двигателей, как планировалось, то ускорение бустера в этот момент было бы несколько больше  $36 \text{ м/с}^2$ . Вспомним, что для второй ступени при ее разгоне существовало ограничение  $w \leq 35 \text{ м/с}^2$  [1], и будем исходить из того, что планируемое максимальное ускорение бустера также не должно было превышать эту величину.

После этого нам необходимо оценить, как изменялось давление на входе в кислородный насос двигателей перед бустбэком и во время его осуществления. Номинальное давление на входе в оба насоса двигателя Raptor-2 составляет 400 кПа, см. рис. 5 [6].

Оно обеспечивается за счет двух факторов – гидростатического давления слоя жидкого топлива в баках и трубопроводах, подводящих компоненты топлива к насосам, а также давления наддува газов в верхней, незаполненной топливом части баков. Наддув баков в обеих ступенях системы Starship – автогенный. Это означает, что газы для наддува отбираются от их основных потоков за турбинами обоих газогенераторов и после снижения давления в дросселе и температуры в теплообменнике подаются в соответствующие топливные баки: из кислородного контура – в кислородный бак, а из метанового – в метановый. И в сумме обе эти компоненты давления должны быть около 400 кПа. Это, видимо, достаточно легко обеспечить при медленных изменениях параметров полета. Но при бустбэке дело обстоит совершенно иначе.

На финальном участке разгона первой ступени ускорение составляло  $15 - 16 \text{ м/с}^2$ , затем оно уже на отделившемся бустере около 10 секунд было в окрестности 0, и тут же примерно за 6 – 8 секунд по программе полета должно было, по нашим оценкам, подняться до  $35 \text{ м/с}^2$ .

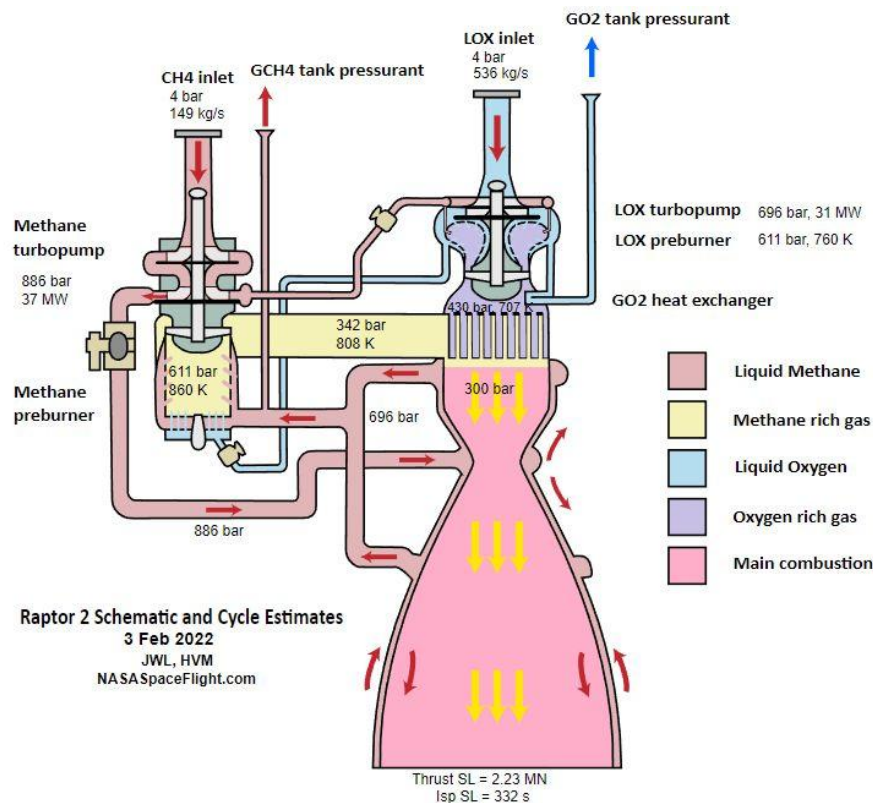


Рис. 5 – Схема двигателя Raptor-2 [6]

В момент повторного включения двигателей внутреннего кольца толщина слоя кислорода составляла не менее 4.5 м, а подводящие трубопроводы были расположены, в основном, нормально к продольной оси бустера [7]. В это время кислород вряд ли уже был переохлажденным, кроме того, давление в баке менялось, поэтому в первом приближении будем считать, что плотность кислорода была неизменной –  $\rho \approx 1.14 \text{ кг/м}^3$ . Тогда его гидростатическое давление на протяжении 16 – 18 секунд от  $\sim 80 \text{ кПа}$  падало до 0, и тут же возрастало бы до 180 кПа, то есть доходило, примерно, до половины необходимого полного давления в баке.

Несмотря на то, что плотность метана  $\rho \approx 0.415 \text{ кг/м}^3$  была в 2.75 раза меньше, чем кислорода, его гидростатическое давление во время бустбэка изменялось гораздо сильнее, так как метановый бак находится над кислородным, и к разности высот между верхней поверхностью жидкого метана и насосами надо добавить высоту кислородного бака, которая не меньше 33.4 м (см. [1]). Поэтому толщина (высота) слоя метана не может быть меньше 35 м даже к интересующему нас моменту полета. Тогда его гидростатическое давления в указанных выше условиях от  $\sim 230 \text{ кПа}$  падало до 0, и тут же возрастало бы до 510 кПа, что на 27.5 % было бы даже выше номинала. При этом следует вспомнить, что, судя по проводимым ранее тестам на гидроразрыв баков, максимально допустимое давление там не должно превышать 600 кПа. В реальности, из-за того, что полностью включились только 9 двигателей из 13, ускорение бустера выросло только до  $25 \text{ м/с}^2$ , и гидростатические давления кислорода и метана на квазистационарном участке траектории возвращения оказались равными  $\sim 130 \text{ кПа}$  и  $\sim 365 \text{ кПа}$ .

Возможно, если бы работали все 13 двигателей, то степень их дросселирования была бы выше, чем во время ИГТ-2. Но, в любом случае видно, что перед повторным включением двигателей первой ступени для предотвращения разрыва топливных баков было необходимо сильно и быстро снизить давление наддува, особенно в метановом баке. Это можно было сделать только сбросом газов наддува во внешнее пространство. И во втором полете это было действительно сделано. На видеокдрах прекрасно видно, как в интервале 163 – 168 секунд вокруг системы Starship внезапно «расцвел» огромный «цветок», см рис. 6. Его образовали мельчайшие капельки воды, сконденсировавшейся после расширения газов наддува практически в вакуум, а также, возможно, капельки метана и кислорода, и «снежинки» углекислого газа. Почему-то, мало кто из бесчисленного сонма комментаторов обратил внимание на это яркое зрелище. Этот сброс давления прекратился за 1 секунду до начала разделения ступеней. Можно отметить, что слабое подобие этого явления еще раз было замечено вокруг второй ступени на 460-й секунде полета.



**Рис. 6 – Сброс газов наддува из топливных баков перед началом разделения ступеней**

Следует полагать, что во время достаточно длительной работы силовой установки на квазистационарном участке возвратной траектории, давление на входе в насосы должно быть номинальным, то есть 400 кПа. Тогда из предыдущих оценок можно определить, что в момент начала повторной работы двигателей при около нулевом ускорении давление наддува в кислородном баке должно было быть около 220 кПа.

Из всего этого следует, что на квазистационарном участке траектории перепад давления на кислородном насосе вместо 170 на номинальном режиме при рассчитанной выше степени дросселирования 0.70 снизится до 120. Но при запуске этих двигателей и давлении на входе в насос 220 кПа этот перепад давления на том же режиме работы двигателя был бы равен, примерно, 220. Еще больше изменялись условия в линии питания двигателей метаном. Таким образом, во время повторного запуска условия на участках менялись очень сильно, что явно затрудняло начало работы двигателей. Тем не менее, из них 9 из 10 включились, но 3 тут же, через 4 – 8 секунд прекратили работу. Полный анализ того, что с ними происходило, в данных условиях сейчас невозможен, однако, нам представляется, что была бы весьма полезна примерная модель этого процесса, которая объясняет его через двукратное возбуждение «пого». При этом, как показали дальнейшие расчеты, эти 2 автоколебательных процесса могли бы реализоваться при вполне разумных значениях основных характеристик двигателей и топливных линий. И их развитие до мелких деталей совпадает с видимой картиной того, что происходило.

#### **IV. Наиболее вероятная причина взрыва бустера при возвратном маневре**

Итак, полагаем, что на квазистационарном участке, вскоре после начала которого произошло второе и обвальное отключение девяти двигателей бустера, завершившееся взрывом, степень дросселирования двигателей была равна 0.70, и тогда давление на входе в его кислородный насос – 400 кПа. При этом перепад давления на насосе, один из важнейших параметров, определяющих частоту гидроакустических возмущений,  $p_2/p_1 = 120$ . Более мягкий процесс первого отключения трех двигателей при выводе силовой установки бустера на квазистационарный режим работы в первом приближении рассмотрим при средних значениях давлений на входе в насос, изменяющихся, как следует из проведенного выше рассмотрения, примерно от 220 кПа до 400 кПа, то есть при 310 кПа. Кроме того, вспомним о тангенциальном ускорении от закрутки бустера, составлявшим  $\sim 1.5 \text{ м/с}^2$ , и при расстоянии от центра бустера до точек расположения двигателей внутреннего кольца, равном  $\sim 3 \text{ м}$ , получим отличия в гидростатическом давлении жидкого кислорода на входах в насосы этих двигателей  $\Delta p \approx \pm 5 \text{ кПа}$  на «передней» и на «задней» сторонах вращения бустера. Так что, давления на входе в их насосы оценим величинами 305 кПа и 315 кПа. При этом перепады давления на насосах в этих случаях будут равны  $p_2/p_1 \approx 160$  и  $p_2/p_1 \approx 155$ .

Длину кислородного тракта от насоса до газогенератора  $L_1$ , как и ранее, см. [1 – 3], будем полагать равной одному из трех значений: 0.30 м; 0.40 м и 0.50 м. Длину кислородного тракта от бака до насоса  $L_2$  после ознакомления с информацией, поступившей буквально несколько дней назад (см. [7]), мы должны

увеличить до 4.0 м по сравнению с ранее использовавшимся типовым значением  $L_2 = 3.0$  м. Это несколько уменьшит рассчитанные ранее в работах [1 – 3] частоты, однако этот сдвиг может быть легко скомпенсирован небольшим уменьшением расчетной величины  $L_1$ . Однако для центральных двигателей, а, возможно, и для двигателей внешнего кольца, реальная величина  $L_2$  может оказаться и близка к 3 м. Так что не закливаясь на точных количественных значениях параметров, определяющих частоты гидроакустических возмущений (тем более, что эти значения нам недоступны), постараемся выявить качественную структуру получаемых численных решений.

Следует также вспомнить, что в рассматриваемом эпизоде собственная частота упругих колебаний  $f_c$  бустера В9 была оценена величиной 18.4 – 18.7 Гц [1]. Для простоты возьмем среднее значение  $f_c = 18.55$  Гц, и будем считать, что процесс «пого» возможен, если частота гидроакустических возмущений (в том числе, и с учетом кратности) отличается от этой величины не более, чем на  $\pm 8.5\%$ . То есть при кратности частот 2 процесс автоколебаний должен был возникать при гидроакустических частотах  $8.55 \leq f_n \leq 10.1$  (Гц), а при резонансе (то есть при кратности 1) – при  $17.1 \leq f_n \leq 20.2$  (Гц).

В соответствии с указанными выше значениями определяющих параметров, были проведены расчеты собственных частот гидроакустических возмущений при первой, частично реализованной при IFT-2, фазе бустбэка, 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							
<b>Starship Super Heavy Raptor-2</b>	160	0.30	4.00	4.30	22.1	10.5	
	155				21.7	10.7	
	120				19.2	12.1	
	160	0.327	4.00	4.327	23.0	<b>10.1</b>	
	155				22.7	10.3	
	120				20.0	11.6	
	160	0.40	4.00	4.40	25.4	<b>9.16</b>	
	155				25.0	<b>9.30</b>	
	120				22.1	10.5	
	160	0.436	4.00	4.436	26.5	<b>8.78</b>	
	155				26.1	<b>8.91</b>	
	120				23.0	<b>10.1</b>	
	160	0.474	4.00	4.474	27.6	8.42	
	155				27.2	<b>8.55</b>	
	120				24.0	<b>9.70</b>	
	160	0.50	4.00	4.50	28.3	8.20	
	155				27.9	8.33	
	120				24.6	<b>9.45</b>	



Вначале были рассчитаны частоты при  $L_1 = 0.30; 0.40$  и  $0.50$  (м), а затем определены те значения этого параметра, при которых в зону возбуждения «пого» попадают сначала частоты при запуске двигателей внутреннего кольца ( $L_1 = 0.327$  м), затем при работе на квазистационарном участке ( $L_1 = 0.436$  м) и при выходе из режима «пого» при запуске двигателей ( $L_1 = 0.474$  м). Соответствующая граница для квазистационарного режима лежит при значениях параметра, находящихся за пределами расчетной области, при  $L_1 \approx 0.58$  м. Жирным шрифтом в таблице 1 показаны частоты, попадающие в зону возбуждения «пого» (при кратности 2), наклонный жирный шрифт – это ее границы по частоте  $8.55 < f_n < 10.1$  (Гц).

Но, как видно из таблицы 1, процессы «пого» одновременно в обеих фазах бустбэка в рассмотренном варианте параметров ( $L_2 = 4.0$  м) могли возникнуть только при  $0.436 < L_1 < 0.474$  (м). При иных значениях  $r_2/r_1$  и  $L_2$  эти границы должны несколько сдвинуться. Так как для центральных двигателей и двигателей внутреннего кольца значения параметра  $L_2$  в реальности должны несколько различаться, то размеры зоны пересечения геометрических областей возбуждения «пого» окажутся большими, а реальная картина этих процессов может быть более сложной. Однако без точных данных ограничимся представленной в таблице 1 упрощенной картиной.

Конечно, все эти оценки являются весьма приближенными, но они, тем не менее, доказывают принципиальную возможность возникновения процессов «пого» при бустбэке, причем, если особенно не повезет, то таких процессов, отличающихся частотами возбуждения, может быть до четырех, вследствие возможного различия длин кислородных трубопроводов для центральных двигателей и двигателей внутреннего кольца, а также из-за двух фаз работы двигателей при бустбэке.

Стоит, видимо, упомянуть еще об одном аспекте работы двигателей закрытого цикла, работающих по схеме «газ-газ», как Raptor-2. В этой схеме небольшое количество горючего из-под соответствующего насоса подается в газогенератор окислителя и наоборот, см., например, рис. 5. При этом, естественно, возникают связи между контурами питания двигателя горючим и окислителем. Более того, в обоих контурах эти обратные связи оказываются положительными, и эти контуры становятся принципиально неустойчивыми.

Первая попытка создать такой двигатель (РД-270) была предпринята в Советском Союзе в ОКБ-456 более полувека назад. Интересную, но весьма скудную информацию об этом можно узнать из источников [8 – 10]. В них сообщалось, что «из-за наличия двух газогенераторов (камер предварительного сгорания) и 2 ТНА [турбонасосных агрегатов], которые шли в одну камеру [основную камеру сгорания ракетного двигателя] и работали параллельно, наблюдались низкочастотные пульсации в газогенераторе и камере. Основная проблема [состояла] в синхронизации совместной работы двух ТНА. ТНА пытались пересилить друг друга, стабилизировать их без помощи БЦВМ [быстродействующей цифровой вычислительной машины] не удалось» [8]. Таким образом, неустойчивость такой схемы была продемонстрирована на практике.

Двигатель Raptor-2 – успешно работает, так как в нем с помощью компьютерного управления были подавлены положительные обратные связи между контурами горючего и окислителя, и статически неустойчивая система стала динамически устойчивой. Поэтому, вполне оправданно рассматривать гидроакустические возмущения в этих контурах независимо друг от друга, что и делалось при построении всех расчетных моделей, описываемым в статьях [1 – 3].

#### **V. Семь наблюдавшихся особых черт процесса, происходившего с бустером при возвратном маневре, которые прямо следуют из построенной модели двукратного возбуждения «пого»**

Процесс, происходивший с бустером при возвратном маневре, имел, по крайней мере, 7 видимых на мониторе невооруженным взглядом специфических особенностей, которые должны быть объяснены той моделью, которая претендует на его описание. Их можно охарактеризовать следующим образом:

1. Наличие двух явно разделенных фаз отключения двигателей бустера.
2. Не включение одного и отключение трех двигателей в процессе повторного запуска.
3. Расположение всех отказавших двигателей на этом этапе бустбэка только одной стороне бустера.
4. Выход оставшихся двигателей на устойчивую работу к концу процесса их запуска.
5. Неожиданное отключение всех оставшихся в работе двигателей на квазистационарном участке бустбэка спустя некоторое время.
6. Сначала медленное, а затем лавинообразное развитие этого процесса.
7. Завершение этого процесса взрывом.

Если предположить, что имел место процесс развития «пого», а в численной модели, представленной в предыдущем разделе работы считать, что длина кислородного тракта от насоса до газогенератора

приблизительно находилась около  $L_1 \approx 0.43$ , то все эти 7 особенностей становятся прямыми следствиями структуры данной модели.

Объяснение наблюдавшихся особенностей процесса в рамках «пого-модели»:

1. Две фазы отключения двигателей вызваны различными уровнями давления на входе в кислородные насосы двигателей в эти периоды времени. К моменту начала включения двигателей после сброса газа наддува из бака перед разделением ступеней, давление в нем было не намного выше, чем половина от номинального его значения. Поэтому, несмотря на довольно высокую степень дросселирования двигателей, перепад давления на кислородных насосах оценивался близким к номинальному, или, вначале, даже, возможно, превосходившим его. Вследствие этого частота гидроакустических возмущений находилась в глубине зоны возбуждения «пого», и этот процесс сразу после запуска двигателей стал быстро развиваться. К началу второй фазы (к началу квазистационарного участка бустбэка), предыдущий рост продольного ускорения бустера из-за 9 работающих двигателей привел к увеличению гидростатического давления в баке, а система управления с помощью автогенного наддува довела давление в нем до номинала (что не нужно было бы делать при 13 работающих двигателях). Поэтому частота гидроакустических возмущений выросла, выйдя на границу «зоны пого» или даже немного перешла ее. При этом разгон «пого» стал либо очень медленными, либо прекратился вообще.
2. После повторного включения двигателей вследствие того, что частота гидроакустических возмущений оказалась в глубине зоны возбуждения «пого», возник достаточно интенсивный процесс автоколебаний, препятствующий нормальной работе двигателей.
3. Во время включения двигателей бустер совершал активный разворот с заметным угловым ускорением, что приводило к различиям давления на входе в насосы двигателей, расположенных на разных сторонах бустера. А это, в свою очередь, влияло на скорость развития «пого», и в первую очередь двигатели стали отключаться там, где эта скорость была больше.
4. В процессе работы двигателей из-за роста продольного ускорения увеличивалось гидростатическое давление жидкого кислорода, и, соответственно, давление на входе в насосы. Кроме того, вскоре система управления довела его до номинального, а на этом режиме работы двигатели ушли из глубины «зоны пого», оказавшись вблизи ее границы или даже за ней. Процесс «пого» либо стал затухать, либо совсем прекратился.
5. Уменьшение массы бустера вследствие выработки топлива, которое привело к незначительному увеличению собственной частоты упругих колебаний бустера, то есть немного сдвинуло границы зоны «пого», или просто случайная флуктуация давления, которые периодически происходят в топливной системе, вывели из неустойчивого состояния равновесия хотя бы один из работающих двигателей и вернули его в «зону пого», реанимировав или снова запустив этот процесс.
6. После первого отключения двигателя тяга силовой установки и ускорение ступени скачком снизились, также скачком упало гидростатическое давление жидкого кислорода перед насосом, перепад давления на нем скачком возрос, и гидроакустическая частота, снизившись, снова сдвинулась вглубь «зоны пого», разгоняя автоколебания. И с каждым последующим отключением двигателя этот процесс только лавинообразно ускорялся.
7. Взрыв и разрушение объекта, в котором возник и успел развиваться достаточно интенсивный процесс «пого», является обычным его итогом. О том, как при «пого», вроде бы, без видимых предпосылок двигатели мгновенно отключались, и тут же происходил мощный взрыв, после которого ракетная конструкция разлеталась на мелкие куски, в свое время могли бы кое-что рассказать С. П. Королёв, а также его преемник В. П. Мишин [11, 12].

Более сложный процесс развития автоколебаний с учетом различий в длинах трубопроводов, подводящих из бака жидкий кислород, у двух групп двигателей целесообразно рассматривать только при наличии точных данных о конструкции бустера.

Иные возможные объяснения взрыва бустера В9 во время бустбэка, не опирающиеся на анализ возникновения, развития и/или затухания процессов «пого», а только на проблемы, связанные с простой потерей питания топливом двигателей при сильных изменениях параметров движения бустера, априори дезавуируются достаточно очевидным соображением. Компания SpaceX, безусловно, должна была отработать все режимы работы двигателей при бустбэке на стендах. И при той тщательности, которую она демонстрирует при отладке двигателей Raptor-2, трудно сомневаться, что все это было сделано. Поэтому можно полагать, что только появление фактора, не моделируемого на испытательных стендах, а возникающего исключительно в полете, могло привести к тому, что взрывы обеих ступеней системы Starship оказались такими неожиданными для компании, что до 12 января 2023 года, спустя 8 недель после IFT-2, ее руководство продолжало хранить молчание о причинах этих инцидентов.

## Выводы

1. Продемонстрировано сильное влияние внешних по отношению к силовой установке бустера системы Starship факторов на частоту собственных гидроакустических колебаний в кислородном тракте питания двигателя, которая определяет возможность или невозможность возбуждения продольных автоколебаний типа «пого».
2. Показано также, что построенная численная модель двухстадийного процесса с переменной частотой гидроакустических колебаний полностью объясняет все 7 видимых его особенностей, предшествовавших взрыву бустера во время бустбэка.

## 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.pdf](http://www.synerjetics.ru/article/second_flight.pdf)
2. 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)
3. Ю. И. Лобановский – Причина отказов двигателей Super Heavy во время статических тестов. *Synerjetics Group*, 05/18.11.2023, 6 с. // [http://www.synerjetics.ru/article/ground\\_tests.pdf](http://www.synerjetics.ru/article/ground_tests.pdf)
4. 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>
5. SpaceX Starship launches on 2nd integrated test flight, booster explodes after separation. *VideoFromSpace*, 18 November 2023 // <https://www.youtube.com/watch?v=s-ZwEIJpTTs>
6. SpaceX Raptor. Wikipedia // [https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX\\_Raptor](https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Raptor)
7. Feeding The Beast: Super Heavy's Propellant Distribution System. *Ringwatchers*. 17 December 2023 // <https://ringwatchers.com/article/booster-prop-distribution>
8. РД-270. Wikipedia // <https://ru.wikipedia.org/wiki/РД-270>
9. РД-270. *Форум Новости Космонавтики*, 12.12.2006 // <https://forum.novosti-kosmonavtiki.ru/index.php?topic=4559.0>
10. История развития отечественных ракетно-космических двигательных установок, составитель М. А. Первов. Москва, «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2018, 656 с.
11. 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>
12. И. Афанасьев – Н-1: Совершенно секретно. Крылья Родины, N 9 – 11, 1993 // <https://epizodyspace.ru/bibl/k-r/1993/9-n-1.html>

Москва,  
12.01.2024

Ю. И. Лобановский