

Почему бустер ракеты New Glenn совершил посадку только во втором полете?

Ю. И. Лобановский

Краткое содержание

В работе рассмотрено промежуточное торможение бустера ракеты New Glenn перед посадкой в его первом и втором полетах. Продемонстрировано, что на этом режиме в первом полете бустер взорвался вследствие возбуждения в нем автоколебаний типа «пого» во время работы его двигателей на номинальном режиме со 100 % тяги. Во втором полете дросселирование тяги центрального двигателя до 80 % от номинальной, и двух боковых двигателей до 50 %, подавило возбуждение этого катастрофического процесса, в результате чего бустер смог совершить успешную посадку на океанскую платформу.

Показано, что использованный компанией Blue Origin способ борьбы с «пого» совершенно аналогичен тому, никогда не применявшемуся до марта 2024 года действию, которое после этой даты уже 7 раз было продемонстрировано компанией SpaceX в тестовых полетах системы Starship, начиная с третьего. Сообщается также то, что этот способ основывается на результатах интегральной теории гидроакустических осцилляций в трубопроводах подачи топлива в двигатели ракет, описанной в статье автора данной работы, которая стала доступной неопределенному кругу лиц с конца 2023 года.

Ключевые слова: *New Glenn, первый полет, посадка, пого, авария, гидроакустические осцилляции*

I. Введение

Как известно, в 2025 году было совершено 2 полета новой тяжелой частично многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя New Glenn компании Blue Origin, первый – 16 января и второй – 13 ноября. В обоих пусках ракета обеспечила успешный вывод полезных нагрузок. Главным различием в этих полетах было то, что ее первая потенциально многоразовая ступень (бустер) взорвалась в первом полете во время маневра промежуточного торможения – необходимого этапа для ее посадки на платформу, расположенную в Атлантическом океане, а во втором полете эта ступень совершила туда успешную посадку [1].

Разработка ракеты New Glenn началась не позднее 2013 года [1], и этот процесс, судя по его внешним проявлениям, строился как системно-инженерный, подобно тому, как это обычно делалось в американской ракетной индустрии со времен программы Apollo, в отличие от процесса разработки более инновационной ракетной системы Starship, создаваемой в рамках так называемой эджайл-методологии. При системно-инженерном подходе окончательный облик проектируемой системы определяется на достаточно раннем этапе процесса ее создания, и при успешном развитии на финише предполагает проведение сравнительно небольшого числа испытаний всей системы в целом для подтверждения ее работоспособности и достигнутых характеристик. В настоящее время для умеренно инновационных проектов ракетных систем, таких как New Glenn, обычно ожидается, что они могут совершать успешные полеты, начиная с первых пусков.

И в январе 2025 года разгон этой ракеты и выведение на орбиту полезной нагрузки, традиционные этапы полета любой пусковой системы, прошли совершенно гладко. Но наиболее инновационный элемент полета New Glenn, – посадка на океанскую платформу, в первом полете не удался – в середине этапа промежуточного торможения первая ступень неожиданно взорвалась [2]. Сразу после первого полета руководители компании Blue Origin заявляли, что второй пуск последует весной не позднее мая [3], а затем – в сентябре, и далее – в октябре [4], но в итоге он состоялся только в ноябре, через 10 месяцев после первого, и завершился полностью успешно без каких-либо видимых значительных проблем [5]. На этот раз промежуточное торможение прошло совершенно гладко, а сам процесс посадки на платформу не вызвал каких-либо затруднений, так как он, по существу, был уже многократно отработан в течение предыдущего десятилетия во время многих полетов ракеты этой компании New Shepard, совершавшей пилотируемые подскоки за линию Кармана [6].

Целью этого исследования является выявление того, что было сделано компанией Blue Origin в течение 10 месяцев, чтобы преодолеть неожиданно возникшую проблему, нарушившую относительно гладкий ход программы и препятствующую частично многоразовому использованию ракеты New Glenn. Определенной трудностью в этом деле является несколько нетипичное поведение Blue Origin по представлению тактико-технических характеристик своей ракеты-носителя – по существу, ничего определенного по ним официально не сообщалось и не сообщается до сих пор, кроме целевых значений тяги двигателей и массы полезной нагрузки. Поэтому и в оценках ракеты можно опираться только на предположительные и приближенные данные. Это заметно контрастирует с политикой компании SpaceX, которая по завету Г. К. Честертона «прятать лист в лесу, а труп на поле боя» заваливает наблюдателей обычно нерелевантной информацией рекламного типа, тщательно скрывая невыгодные ей ключевые детали. Однако, понимание принципов исключает необходимость знания деталей, и опираясь на абсолютно достоверные факты, на весь массив данных, которые имеют отношение к рассматриваемой проблеме, а также на количественные оценки

вариантов развития наблюдаемых процессов, с высокой степенью вероятности можно получить самое важное, качественное представление о том, как была решена проблема, возникшая перед компанией Blue Origin.

II. Описание событий, происходивших в двух полетах бустера New Glenn на этапе предварительного торможения

В первом полете первая ступень ракеты New Glenn (бустер) после разгона и разделения со второй ступенью продолжила свой баллистический полет вплоть до этапа предварительного торможения, см. рис. 1, [7], во время которого должно было произойти снижение скорости, необходимое для уменьшения тепловых и аэродинамических нагрузок на алюминиевую конструкцию бустера. Однако, 3 двигателя, которые должны были работать на этом этапе полета, запустились с большим трудом – компанией было заявлено, что они «не смогли запуститься должным образом» [8]. Как следует из рис. 1, на котором показаны по времени (в секундах) три параметра траектории бустера New Glenn: ускорение ракеты (в см/с^2), скорость (в м/с) и высота (в сотнях метров, ускорение показано фиолетовой линией, скорость – синей, высота – оливковой кривой), запуск этих двигателей происходил в течение 7 секунд в интервале времени 460 – 467 секунд полета. То же следует и из анализа цифровых данных скорости в дополнительном окне видео [2].

Только с этого момента резкий рост по абсолютной величине «отрицательного» ускорения стал достаточно заметен, после чего в течение еще 7 – 8 секунд вплоть до 475-й секунды ускорение по цифровым данным продолжало немного расти по абсолютной величине, очевидно, вследствие снижения массы бустера, пока в видеоролике не прекратилась демонстрация одновременно всех данных, относящихся к нему. На рис. 1 с этого момента видны горизонтальные прямые на графиках высоты и скорости, и нулевые значения ускорения. Следовательно, двигатели к 467-й секунде вышли на рабочий режим с примерно постоянной (в среднем) тягой и продолжали оставаться на нем не менее 7 секунд. Правда, как будет показано ниже, процесс их работы протекал с определенными особенностями.

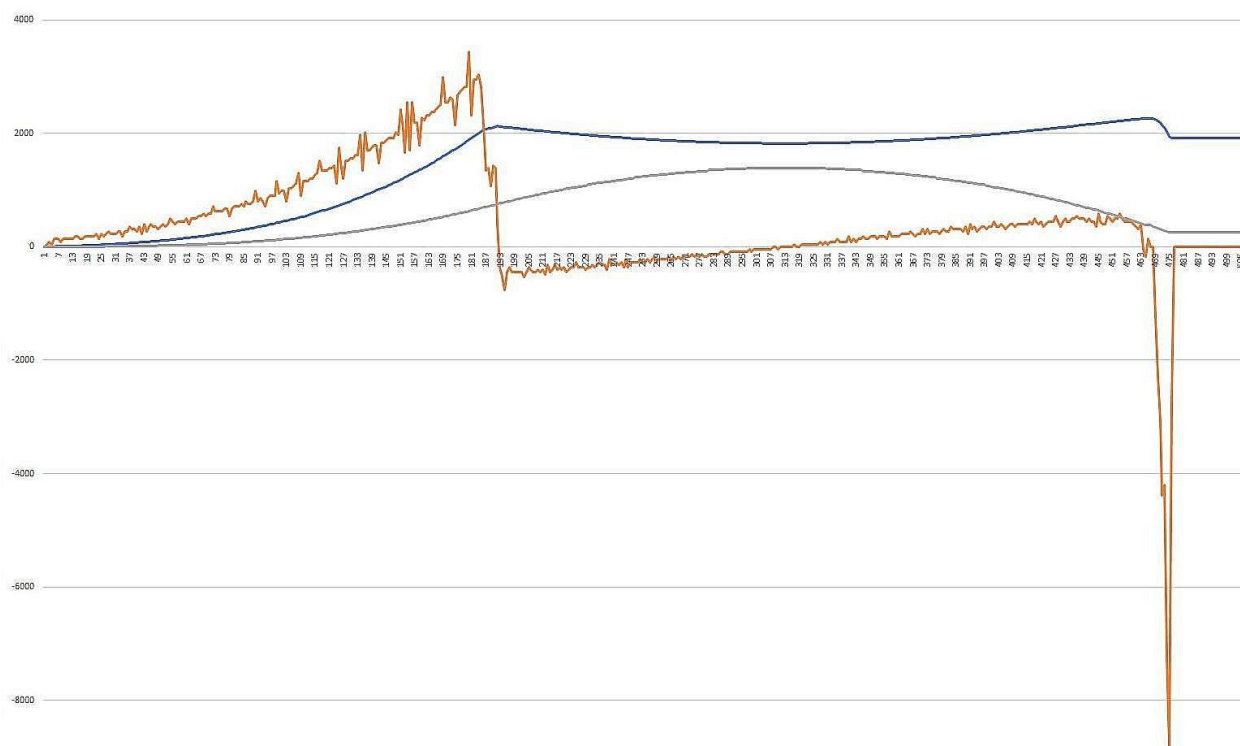


Рис. 1 – Ускорение, скорость и высота полета бустера ракеты New Glenn при первом пуске

Следует, как обычно, при комментировании графиков такого рода упомянуть, что вследствие разворота бустера вокруг поперечной оси на 180° после разделения ступеней, ускорение, которое на рис. 1 показано отрицательным (без учета разворота системы координат), прижимает топливо к нижним днищам его баков, и с конструктивной точки зрения должно рассматриваться как положительное, то есть, не препятствующее работе двигателей.

При этом видеосигнал прекратился спустя 7 секунд после момента повторного включения двигателей, и изображение, на котором была видна реактивная струя работающих двигателей, с этого момента застыло на экране, см. рис. 2 [2].

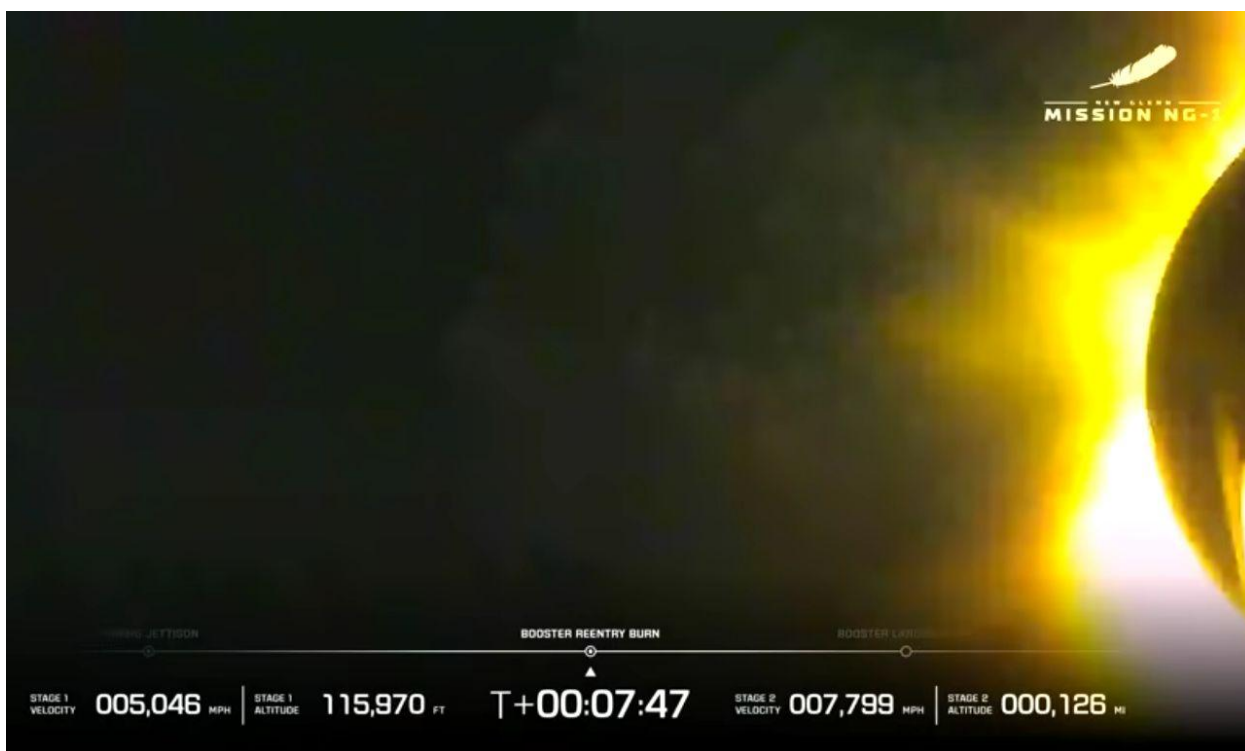


Рис. 2 – Последнее изображение вида реактивной струи работающих двигателей бустера в первом полете через 7 секунд после повторного их зажигания

Как оказалось после обработки видеоданных, ускорения, испытываемые бустером, достигли $\sim 90 \text{ м/с}^2$, что, минимум вдвое превышает тяговые возможности трех включенных в тот момент двигателей, см. рис. 1. Таким образом, совершенно ясно, что в этот момент полет бустера завершился взрывом с полной потерей функциональности, подобно тому, как это многократно происходило в испытательных полетах системы Starship.

Во время второго полета ракеты New Glenn при передаче данных о высоте и скорости периодически происходили довольно длительные сбои, что несколько затрудняло интерпретацию этих параметров, а также повлияло на качество кривых на рис. 3, где показаны те же данные для второго полета бустера ракеты New Glenn (см. рис.3) [9]. Зубцы, имеющиеся на кривых рис. 3 в интервале 343 – 415 секунд, дают сначала время остановки вычисления ускорения (то есть прекращения передачи данных о скорости полета), а затем об их возобновлении, а зубец на 349-й секунде дает время повторного включения передачи данных о высоте.

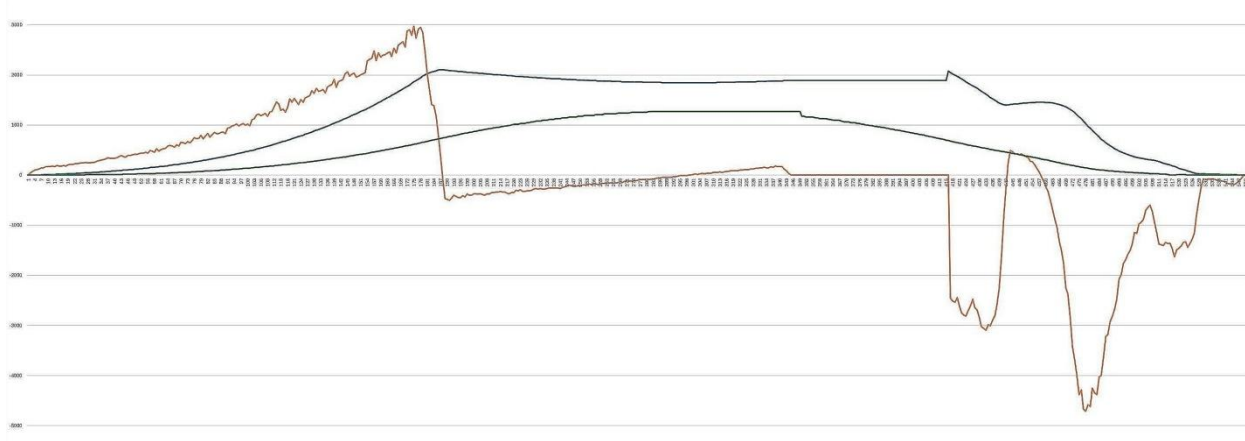


Рис. 3 – Ускорение, скорость и высота полета бустера ракеты New Glenn при втором пуске

При этом повторное включение трех двигателей бустера произошло в 6:55 или на 415-й секунде полета, практически одновременно с повторным появлением данных о скорости. Поэтому начальная стадия изменения ускорения, связанных с включением двигателей, отображена на рис. 3 не вполне правильно, только в виде отрезка вертикальной прямой.

После промежуточного ракетного торможения на рис. 3 далее хорошо виден пик аэродинамического торможения и снова ракетного – уже при посадке бустера.

Необходимо также отметить, что траектории ракет New Glenn в первом и втором полетах даже до этапа промежуточного торможения заметно различались. Например, максимальная высота полета бустера в январе составила 138 км, а в ноябре – 127 км. Видимо, это было связано с оптимизацией траектории разгона при выведении двух малых межпланетных зондов Escapade в точку либрации L_2 системы Солнце-Земля. Но различия в параметрах траектории в момент начала промежуточного торможения оказались намного сильнее. В первом полете двигатели начали включаться через 460 секунд после старта на высоте 43 км и скорости 2.26 км/секунде, а во втором – уже через 415 секунд на высоте 69 км и скорости 2.08 км/с. Вот такое различие – это уже явный показатель того, что операция промежуточного торможения во втором полете проходила совершенно иначе, чем в первом.



Рис. 4 – Изображение работающих двигателей бустера во втором полете через 7 секунд после их зажигания

На рис. 4 показано изображение бустера во втором полете через те же 7 секунд после запуска его двигателей, как и на рис. 2, относящегося к первому полету. То, что двигатели работают, отразилось только в слабом свечении трех точек на его торце. При этом в обоих случаях силовые установки вышли на рабочие режимы. Конечно, дистанции наблюдения и ракурсы этих изображений совершенно различны. Кроме того, высота полета бустера на рис. 4 на 26 км больше, чем на рис. 2. Тем не менее, такие различия в наблюдаемых картинах, как и цифровые данные, по-видимому, могут свидетельствовать о том, что рабочие режимы силовых установок в этих полетах были разными.

III. Ускорение бустера и тяга его двигателей в двух полетах во время этапа предварительного торможения

Рассмотрим теперь ускорение и тягу двигателей в двух полетах бустера ракеты New Glenn. Будем считать, что на номинальном режиме работы тяга его двигателя BE-4 составляет 2.45/2.65 МН, а удельный импульс – 3.05/3.30 км/с при работе у земли и на большой высоте соответственно [10, 11].

Из рис. 1 и данных в окне скорости видно, что в первом полете расчетная тяга двигателей была достигнута только через 7 секунд после их зажигания. По цифровым данным [2] уменьшение скорости бустера за 7 секунд составило 260 м/с, а за все оставшиеся 8 до взрыва секунд – около 340 м/с, так что его ускорение оказалось равным $40 \pm 2.5 \text{ м/с}^2$. На эту же величину указывает и ступенька на графике ускорения на рис. 1. Кроме этого «инерциального» ускорения двигателям было необходимо компенсировать проекцию ускорения свободного падения на направление траектории полета, которая по цифровым данным составила на этом участке траектории около 6 м/с^2 . В итоге, полное ускорение было равно, примерно, 46 м/с^2 , и при полной тяге трех двигателей масса бустера в первом полете в момент начала торможения была около 175 т.

Аналогичные вычисления торможения бустера во втором полете в первые 7 – 8 секунд после запуска двигателей приводят к значениям ускорения 23 м/с^2 , а из-за меньшего наклона траектории гравитационная компонента оказалась близка к 5 м/с^2 , так что суммарная его величина составила на этот раз 28 м/с^2 . Если вполне обоснованно предположить, что масса бустера в этот момент была в обоих полетах практически

одинаковой, то тяга силовой установки во втором полете составила только 60 % от номинальной. Дальнейшие расчеты уменьшения массы бустера по изменению характеристической скорости его полета вплоть до посадки показали, что посадочное торможение обеспечивалось работой трех двигателей BE-4 с тягой 50 % от номинала, а на режиме зависания перед посадкой масса бустера по мере выгорания топлива составляла 120 – 110 т, и этот режим обеспечивался работой одного двигателя практически при той же степени дросселирования 50 – 45 %. Отметим, что тяга двигателя BE-4 может быть доведена до 40 % от номинальной [10]. Так что оценка величины массы бустера в момент начала промежуточного торможения полностью согласуется с оценками его массы на заключительном этапе полета при зависании и посадке.

Следует также отметить, что все эти оценки находятся в полном согласии с информацией, предоставленной компанией Blue Origin о последних предстартовых испытаниях ракеты New Glenn на земле 31 октября 2025 года за 13 дней до старта: «Мы провели успешный огневой тест нашей полностью собранной ракеты New Glenn на площадке LC-36! Все семь двигателей отработали штатно в течение 38 секунд, включая 22 секунды на 100 % тяги» [12]. Генеральный директор Blue Origin Дэйв Лимп написал в тот же день: «В этот раз мы увеличили продолжительность работы двигателей, чтобы смоделировать последовательность их запуска при посадке, отключив двигатели без управления вектором тяги после 50 % мощности, а затем, отключив все остальные двигатели, кроме центрального, одновременно увеличив его тягу до 80 %. Это помогает нам понять взаимодействие топливных магистралей работающих и не работающих двигателей во время посадки» [13]. Суммарная тяга силовой установки при 80 % тяги центрального двигателя и 50 % двух боковых составит ровно 60 %, как и было определено по представленным выше расчетам.

Теперь стоит вернуться к вопросу о том, почему в первом полете двигатели запустились с большим трудом, но, все-таки вышли на режим 100 % от номинальной тяги за 7 секунд, а во втором – выход на режимы 80/50 % тяги произошел настолько быстро, что этот процесс было сложно выявить по цифровым данным, у которых, правда, самое его начало могло быть потеряно. Очевидно, причина в том, что второй запуск двигателей произошел на 26 км выше, чем первый, причем скорости полета были близки. Плотность воздуха по стандартной атмосфере из-за изменения высоты снизилась почти в 30 раз, и скоростные напоры были равны 6.4 кПа и 0.18 кПа соответственно [14].

Для понимания масштаба величин следует отметить, что на большие дозвуковые гражданские самолеты на крейсерском режиме полета воздействует скоростной напор около 10 – 12 кПа, а типичное значение давления реактивной струи на срезе сопла двигателей, рассчитанных на работу у поверхности земли, составляет ~ 40 кПа. При этом, через 7 секунд полета скоростной напор потока, набегающего на бустер в первом полете, возрос уже до ~ 19 кПа, и его давление при торможении могло оказаться сравнимым с давлением выходящей из сопла реактивной струи, особенно на режиме пониженной тяги двигателя. Конечно, при гиперзвуковом полете перед таким тупым телом как бустер возникает отсоединенный скачок уплотнения, который резко изменяет режим обтекания сопел двигателей, но прямой эксперимент показал, что, по крайней мере, двигатели BE-4 запускаются с трудом, если на их сопла набегают гиперзвуковой поток со скоростным напором порядка 10 кПа. Так что слишком низкое начало ракетного торможения при большой скорости полета может привести к не запуску двигателя. Правда, в момент включения двигателей бустера для финального торможения на высоте 2 км и при скорости около 0.245 км/с, скоростной напор составил ~ 30 кПа, но двигатели, по внешним признакам, запустились легко. Возможно, это было связано с тем, что угол атаки бустера в тот момент был еще достаточно большим, и это ограничивало затекание внешнего потока внутрь сопла и, поэтому, не слишком мешало повторному запуску двигателей.

Таким образом, из предыдущего текста данной статьи с неизбежностью следует:

- В первом полете ракеты New Glenn на этапе промежуточного торможения бустера возникли серьезные проблемы с запуском двигателей из-за слишком малой высоты начала этого процесса, но они, все же, смогли заработать.
- Вскоре после этого произошел взрыв бустера.
- При этом 3 его двигателя работали на номинальном режиме при тяге 100 %.
- Во втором полете на том же этапе запуск двигателей произошел без каких-либо проблем на значительно большей высоте, и центральный двигатель работал при тяге не более 80 % от номинала, а 2 боковых – при тяге до 50 %.
- При таком режиме работы двигателей промежуточное торможение бустера прошло успешно, и он совершил плановую посадку на океанскую платформу.
- Взрывы, аналогичные тому, что произошел в первом полете New Glenn, и вызванные возникновением автоколебаний типа «пого», неоднократно были на обеих ступенях ракетной системы Starship, см., например, [15].
- Генеральный директор Blue Origin Дейв Лимп заявил, что проведенное перед пуском испытание силовой установки с указанными выше значениями тяги «помогает нам понять взаимодействие топливных магистралей работающих ... двигателей».

- «Взаимодействие топливных магистралей работающих двигателей» с конструкцией ракетного аппарата является причиной и источником разрушений ракет, обычно, в результате взрывов, и при таком развитии событий оно носит имя «пого».

Итак, единственно возможным обоснованным выводом из проделанного анализа может быть только следующий: в первом полете ракеты New Glenn на этапе предварительного торможения произошло возникновение разрушительного процесса – «пого», который во втором полете был подавлен изменением режима работы силовой установки бустера – снижением тяги, причем на разные величины у центрального и боковых двигателей.

IV. Оценки возможных частот «пого» с объяснением неодинаковой степени дросселирования двигателей бустера

Проанализируем теперь возможность возникновения «пого» на бустере ракеты New Glenn при работе двигателей на номинальной тяге во время выполнения промежуточного торможения. Для этого необходимы некоторые данные о самом бустере, о его двигателях и об их режимах работы. Политика компании Blue Origin, по крайней мере, вплоть до последнего времени не предусматривала информирования общественности почти ни о каких данных такого рода, кроме, пожалуй, тяги и удельного импульса двигателей на номинальном режиме работы. Данные о режиме торможения были получены в предыдущем разделе этой работы. По ним была определена масса бустера в первом полете к 15-й секунде торможения – около 150 т. Оценки остальных значений необходимых данных были получены пересчетом с тех наиболее близких аналогов, для которых эти данные известны.

Например, важнейший параметр дальнейших расчетов – это p_2/p_1 , отношение давления на выходе из насоса ракетного двигателя к давлению на его входе. Для этого, естественно, необходимо знать обе эти величины. Давление на выходе из насосов – параметр, который нечасто указывается в публичных описаниях современных ракетных двигателей, но иногда это происходит. Например, для двигателя аналогичной с BE-4 схемы с окислительным газогенератором – РД-170/171 давление на выходе из кислородного насоса на номинальном режиме работы $p_2 = 60.2$ МПа при давлении в его основной камере сгорания 25.8 МПа [16]. На основании этих данных, а также оценок мощности турбонасосов из первых принципов, давление на выходе из кислородного насоса BE-4 было определено следующим образом: $p_2 \approx 30.0$ МПа при давлении в его основной камере сгорания 13.4 МПа [10]. Давление p_1 на входе в насосную установку определяется давлением наддува топливных баков, которое для бустера New Glenn также неизвестно. Однако, в последние десятилетия давление на входе в насосы, как правило, находится в диапазоне $p_1 = 0.3 - 0.4$ МПа. Таким образом, при полной тяге для кислородного насоса двигателя BE-4 $p_2/p_1 \approx 75 - 100$. Аналогичным образом были получены и другие расчетные величины.

Рассматривалась возможность возникновения автоколебаний типа «пого» только в кислородном канале питания двигателя, как более вероятная. Конечно, не имея точных характеристик ни одной из нужных для расчетов систем, невозможно определить, возникнет ли там «пого» или нет. Однако, мы находимся в совершенно иной ситуации. То, что катастрофический процесс «пого» в первом полете произошел – это эмпирический факт. И цель дальнейших расчетов – убедиться, что этот процесс действительно может развиваться при тех параметрах бустера и его двигателей, которые хотя бы и приблизительно известны из имеющейся информации или получаются из разумных оценок. Таким образом, мы исключим ситуацию, в которой можно было бы оказаться: по нашим представлениям о характеристиках ракеты New Glenn «пого» совершенно исключен, а в реальности он все же произошел. Тогда это будет означать, что вся система наших представлений реальности не соответствует. Кроме того, следует проверить, действительно ли в этом случае требуется по-разному дросселировать центральный и боковые двигатели бустера. Если это будет продемонстрировано расчетами, можно будет сделать вывод, о том, что наши представления о произошедших процессах к реальности близки, и качественно им полностью соответствуют.

Оценка частоты упругих продольных собственных колебаний корпуса бустера в момент его взрыва в первом полете производилась совершенно так же, как это делалось ранее при анализе аналогичных ситуаций, в которых оказывалась ракетная система Starship или ее ступени [17]. Приблизительная величина этой частоты для рассматриваемого случая $f_e \approx 17.6$ Гц. Предварительный анализ показал, что частоты гидроакустических осцилляций в линиях питания двигателей BE-4 кислородом вполне могли бы оказаться близки к половине этой частоты 8.8 Гц, вызывая возбуждении автоколебаний тип «пого». В таблице 1 представлены результаты расчетов частот гидроакустических осцилляций для двух значений перепадов давления на кислородных насосах на номинальном режиме работы двигателя BE-4: $p_2/p_1 = 75$ и $p_2/p_1 = 100$ – по-видимому, крайних значений из их возможного диапазона. Остальные величины этого параметра относятся к режимам работы двигателей с тягой 80 % и 50 % от номинальной, см. таблицу 1. В этом приближенном расчетном примере не учитывается, что при дросселировании двигателя тяга падает несколько быстрее, чем давление за насосом из-за некоторого снижения удельного импульса.

В таблице 1 используются следующие обозначения: c – скорость звука в жидком криогенном кислороде, p_2/p_1 – степень повышения давления в кислородном насосе двигателя BE-4, L_1 – длина кислородного тракта

от насоса до газогенератора, L_2 – длина кислородного тракта от бака до насоса, L_3 – их сумма, L_{eq} – эквивалентная 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)
$c = 870$ м/с						
NG First stage BE-4	75	1.20	2.95	4.15	25.7	8.45
	60				23.1	9.43
	37.5				18.3	11.9
	75		2.50	3.70	23.7	9.18
	60				21.2	10.3
	100	1.00	2.66	3.66	25.8	8.45
	80				23.1	9.43
	50				18.3	11.9
	100		2.25	3.25	23.7	9.19
	80				21.2	10.3

Из экспериментальных данных о возникновении «пого» в ракете Saturn V [18] следовало, что можно ожидать его возбуждения, если частоты упругих продольных колебаний и гидроакустических осцилляций (с учетом кратности) расходятся не более, чем на ± 8.5 %. Поэтому в качестве тестовой модели первого приближения было принято, что разрушительный «пого» на бустере New Glenn мог возникнуть, если гидроакустические частоты окажутся в полосе 8.05 – 9.55 Гц. Для проведения численных экспериментов по методу, описанному в работе [18], осталось только определиться с двумя параметрами: L_1 – длиной кислородного тракта от насоса до газогенератора турбокомпрессора и L_2 – длиной кислородного тракта от бака до насоса, причем величины L_1 должны быть одинаковы для обоих рассматриваемых вариантов двигателя BE-4, а величины L_2 у центрального двигателя должны быть меньше вследствие выпуклости дна кислородного бака и большей близости к нему этого двигателя. При этом во время работы на номинальном режиме гидроакустические частоты обоих двигателей должны оказаться внутри указанного выше диапазона, и выходить из него при дросселировании центрального двигателя не менее чем до 80 % тяги, и при нахождении в диапазоне тяги между 80 % и 50 % для боковых двигателей.

Длины L_2 кислородных трактов двигателей F-1 и J-2 ракеты Saturn V с диаметром первых двух ступеней 10 м, внутри интервала тяг которых находится двигатель BE-4, составляли 2.9 – 3.5 м [18]. Представляется, что для ракеты New Glenn диаметром 7 м значения $L_2 \approx 2.5$ м – это разумная их оценка. По имеющейся информации величины $L_1 = 1.0$ – 1.2 м для BE-4 также могут быть близки к реальности.

Поэтому для крайних значений перепадов давления на насосе p_2/p_1 и разумных значений длин L_1 и L_2 было построено 2 набора решений уравнений для частот гидроакустических осцилляций f_n , которые удовлетворяют описанным выше требованиям (см. таблицу 1, жирным шрифтом выделены режимы «пого»). При этом специально длины L_2 были выбраны такими, чтобы частоты гидроакустических осцилляций были практически одинаковы для обоих наборов решений. В этой таблице:

- При номинальной тяге возбуждение «пого» происходит в топливных системах обоих типов двигателей.
- При дросселировании до 80 % процентов работа центрального двигателя (с меньшей длиной L_2) становится устойчивой.
- При дросселировании до 50 % процентов становится устойчивой работа и боковых двигателей (с большей длиной L_2).

Таким образом, то, что оказалось возможным построить не менее двух вариантов такой модели, с достаточно сильно различающимися параметрами, показывает, что разработанная модель явления – «пого» со взрывом при промежуточном торможении бустера New Glenn в первом полете при работе двигателей на номинальном режиме, и подавление «пого» во втором полете при дросселировании центрального двигателя до 80 % тяги и боковых при дросселировании до 50 % тяги, вполне объясняет все произошедшее. И

совершить посадку при первом пуске ракеты New Glenn бустер не смог из-за возникновения «пого», а во втором пуске дросселированием двигателей возбуждение «пого» было подавлено.

V. Путь в никуда: изнурительная борьба с явлением, существование которого не признается

И последнее по порядку, но не по важности. Вплоть до третьего полета системы Starship (14 марта 2024 года) в истории борьбы с «пого», начавшейся с осени 1958 года [19], никогда не использовалось его подавление с помощью управления режимами работы двигателей. Такой способ оказался очень удобным в современных условиях для многодвигательных ракет с широким диапазоном рабочей тяги их двигателей. Например, за 9 испытательных полетов Starship, начиная с третьего, после аварий из-за «пого» в предыдущих полетах компанией SpaceX на прежде аварийных этапах траектории 4 раза программно вводились снижения тяги двигателей и 3 раза – ее повышения для того, чтобы рассогласовать частоты упругих продольных колебаний корпуса и гидроакустических осцилляций в топливных системах [15, 20]. Теперь, с очевидностью, к этому списку добавилось и снижение тяги бустера ракеты New Glenn компании Blue Origin для предотвращения его взрыва.

Возможность использования такого способа подавления «пого» возникла в конце весны – начале лета 2023 года, когда автором этой статьи была разработана интегральная теория гидроакустических осцилляций в трубопроводах подачи топлива в двигатели ракет, и было проведено большое количество расчетов, из которых следовало, что при больших перепадах давления на насосе ракетного двигателя частота осцилляций с высокой точностью оказалась обратно пропорциональной квадратному корню из этого перепада. В начале октября 2023 года работа с описанием принципиальных основ этой теории и с упомянутым выше следствием из нее была направлена (см. статью [18]) на известный ресурс Корнельского университета arXiv.org, на котором после неожиданной отмены первоначального решения о публикации и беспрецедентно длительного повторного рассмотрения этого вопроса в течение более чем месяца, было решено ее не публиковать. Формулировка решения была следующей: «Наши модераторы определили, что ... целевая аудитория вашей работы не является сообществом, которому мы в настоящее время служим» [21]. Интересно было бы знать, какому же сообществу они все-таки служат? После этого данная статья была выложена на сайт Synerjetics.ru и оказалась в публичном доступе.

И спустя уже 4 месяца результаты этой работы были использованы на практике во время третьего полета системы Starship для преодоления острого кризиса, возникшего в программе ее испытаний, и в дальнейшем постоянно применялись во всех последующих полетах. Более того, спустя еще год и компания Blue Origin, как видно из предыдущего текста, использовала эти результаты – видимо аэрокосмические инженеры не являются сообществом, которому служит ресурс arXiv.org. Ну, что же, бывает.

Доказательством того, что инженеры компании SpaceX не сами неожиданно и в предельно краткие сроки (с середины января по начало марта 2024 года, см. [21]) создали ту же теорию и от нее пришли к указанной выше зависимости, определившей всю дальнейшую стратегию проведения испытаний системы Starship, является то, что всякий раз введение коррекции в управление силовой установкой осуществлялось ими только после того как инцидент с «пого» происходил в предыдущем полете. Если бы они действительно независимо создали бы интегральную теорию гидроакустических осцилляций в трубопроводах подачи топлива в двигатели ракет, то могли бы заранее определять режимы, на которых возбуждается «пого». И им бы не пришлось пройти через всю эту скорбную череду происходящих друг за другом аварий системы Starship, которая при таком подходе не может закончиться, пока не прекратятся переходы от одной версии системы к следующей. Более того, официальной политикой компании SpaceX является не признание самого существования таких автоколебаний, по крайней мере, в публичном поле, и объяснение всех произошедших аварий системы Starship любыми иными случайными причинами, а то просто их замалчивание.

За 11 испытательных полетов двух сравнительно мало отличных друг от друга версий компания SpaceX не смогла пока даже осуществить выведение полезной нагрузки на орбиту. И никто сейчас не сможет ответить, сколько еще аварий и взрывов предстоит нам увидеть в будущем, пока Starship не совершит посадку на Марс, или, что кажется сейчас много более вероятным, пока эта программа не будет закрыта. Таким образом, возникла парадоксальная ситуация – то, что позволило компании SpaceX стремительно преодолеть кризис конца 2023 – начала 2024 годов, теперь вынудило ее втянуться в изнурительный бег с бесконечными испытательными полетами постоянно модернизируемой системы с многомиллиардными затратами и с неясным финальным результатом. Более того, последние события с лопнувшим бустером версии V3, те, которые позволили заглянуть в его обновленные внутренности, уже свидетельствуют, похоже, о потере управления процессом изменения ракетной системы Starship. Но сейчас не время и не место подробно писать об этом.

Стоит еще сказать, что в самое последнее время и компания Blue Origin заявила о предполагаемых перманентных модернизациях только что совершившей успешный полет ракеты New Glenn, а также и о создании ее значительно более тяжелой версии с большим числом двигателей [22]. Так что, возможно, и она вступит на этот путь «эджайл-методологии» конструирования вслепую, рассчитывая лишь на конечное

число изменчивых ликом «пого» у ракетных систем, которым надо будет отвечать на беспрецедентное ранее количество вызовов внешнего мира.

Выводы

1. В первом полете ракеты New Glenn 16 января 2025 года на этапе промежуточного торможения бустера произошел взрыв, вызвавший его разрушение.
2. Этот взрыв был вызван возбуждением автоколебаний типа «пого» при работе трех двигателей бустера на номинальном режиме.
3. Дросселирование во втором полете 13 ноября 2025 года тяги центрального двигателя до 80 % от номинальной, и двух боковых двигателей до 50 %, подавило возбуждение этого катастрофического процесса.
4. Примененный компанией Blue Origin способ борьбы с «пого» аналогичен тому, что уже 7 раз использовался в тестовых полетах системы Starship.
5. Этот способ основывается на результатах, описанных в статье автора данной работы, отвергнутой 6 ноября 2023 года модераторами ресурса Корнельского университета arXiv.org по причине несоответствия целевой аудитории той статьи «сообществу, которому в настоящее время служит этот ресурс».
6. Не пора ли структурам, финансирующим этот ресурс, выяснить, кому он служит?

Ссылки

1. New Glenn. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/New_Glenn
2. Video. Replay: New Glenn Mission NG-1 Webcast. Blue Origin // <https://www.youtube.com/watch?v=KXysNxbGdCg>
3. J. Roulette – Blue Origin targets late spring for next New Glenn launch after FAA probe. Reuters, March 31, 2025 // <https://www.reuters.com/business/autos-transportation/blue-origin-targets-late-spring-next-new-glenn-launch-after-faa-probe-2025-03-31/>
4. J. Dinner – Blue Origin now targeting mid-October for launch of twin NASA Mars probes on 2nd-ever New Glenn rocket. Space.com, September 26, 2025 // <https://www.space.com/space-exploration/launches-spacecraft/blue-origin-now-targeting-mid-october-for-launch-of-twin-nasa-mars-probes-on-2nd-ever-new-glenn-rocket>
5. Video. Replay: New Glenn Mission NG-2 Webcast. Blue Origin // <https://www.youtube.com/watch?v=ecfxcTEI-1I>
6. New Shepard. Wikipedia // https://en.wikipedia.org/wiki/New_Shepard
7. OneSpeed – Re: New Glenn flight 1: Blue Ring tech demo: 16 January 2025, NASASPACEFLIGHT // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=62178.msg2657041#msg2657041>
8. J. Foust – Investigation into failed New Glenn landing completed. SpaceNews, March 31, 2025 // <https://spacenews.com/investigation-into-failed-new-glenn-landing-completed/#:~:text=%E2%80%9CThe%20final%20mishap%20report%20identified,FAA%20said%20in%20its%20statement.>
9. OneSpeed – Re: New Glenn Flt2: EscaPADE A/B: CCSFS LC-36B : 13 Nov 2025, NASASPACEFLIGHT // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=63815.msg2735610#msg2735610>
10. BE-4. Wikipedia // <https://en.wikipedia.org/wiki/BE-4>
11. ZachF – Re: Raptor vs. BE4 Thread: 08 January 2024, NASASPACEFLIGHT // <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=47513.msg2556268#msg2556268>
12. Blue Origin – @blueorigin, X-Post, 31 October 2025 // <https://x.com/blueorigin/status/1984096485961613559>
13. D. Limp – @davill, X-Post, 31 October 2025 // <https://x.com/davill/status/1984094714283585842>
14. 1976 Standard Atmosphere Calculator // <https://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>
15. Ю. И. Лобановский – Второй кризис программы Starship. Synerjetics Group, 30.03.2025, 11 с. // https://www.synerjetics.ru/article/second_crisis.htm
16. ЖРД РД-170 (11Д521) и РД-171 (11Д520). Liquid Propellant Rocket Engines // <http://www.lpre.de/energomash/RD-170/index.htm>
17. Ю. И. Лобановский – Причины аварий обеих ступеней системы Starship во втором полете. Synerjetics Group, 04.12.2023, 10 с. // https://www.synerjetics.ru/article/second_flight.htm
18. 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
19. 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>
20. Ю. И. Лобановский – Почему в девятом полете вторая ступень системы Starship не взорвалась, а стала неконтролируемо вращаться? Synerjetics Group, 15.05.2025, 10 с. // https://www.synerjetics.ru/article/ninth_flight.htm
21. Ю. И. Лобановский – Парадокс двух полетов системы Starship и его разрешение. Synerjetics Group, 30.03.2024, 16 с. // <https://www.synerjetics.ru/article/paradox.htm>

22. Upgraded Engines and Subcooled Components Drive Enhanced Performance. *New Glenn Update, Blue Origin*, November 20, 2025 // <https://www.blueorigin.com/news/new-glenn-upgraded-engines-subcooled-components-drive-enhanced-performance>

Москва,
30.11.2025

Ю. И. Лобановский