

Анализ основных результатов третьего и четвертого полетов системы Starship

Ю. И. Лобановский

Отважные парни эти солдаты: всегда лезут там, где стена всего толще.

Адмирал де Робек

Краткое содержание

В работе проанализированы основные результаты четвертого полета системы Starship, а также на основании вновь полученных данных, уточнены некоторые аспекты третьего полета этой ракетной системы. Показано, что в четвертом полете программа запуска двигателей на старте снова вызвала возвращение автоколебаний типа «пого» на переходном режиме, что привело к потере одного двигателя системы. На финише возвратного маневра (бустбэка) первой ступени в результате слишком позднего отключения двигателей внутреннего кольца, видимо, из-за «пого» произошла потеря еще одного двигателя, вызвавшая пожар бустера, и его взрыв после приводнения. Сброс промежуточного отсека привел к изменению режимов работы двигателей бустера при финальном торможении и позволил успешно его завершить даже при одном отказавшем двигателе.

Вторая ступень системы Starship во время четвертого полета полностью прошла этап аэродинамического торможения в атмосфере Земли, однако, на самом финише, произошло разрушение правой консоли (а может, и обеих консолей) ее переднего оперения, вследствие того, что на переднее оперение при гиперзвуковых скоростях полета попадает головной скачок уплотнения, что приводит к отрыву на них пограничного слоя с многократным увеличением тепловых потоков в зоне отрыва по сравнению с любым другим местом на поверхности второй ступени. Таким образом, используемая конфигурация носового оперения является совершенно неадекватной и должна быть изменена.

Ключевые слова: «пого», автоколебания, Starship, частота, возбуждение, гидроакустические осцилляции, скачок уплотнения, тепловой поток

Список символов

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

I. Введение

Четвертый тестовый полет системы Starship, состоявшийся 6 июня 2024 года [1], оказался самым успешным во всей серии испытаний: обе ее ступени впервые совершили мягкие посадки в воды океана. Однако, этот полет прошел все же не далеко не так гладко, как следует из официальных сообщений компании SpaceX [2]: судя по всему, бустер после посадки все-таки взорвался, а корабль буквально чудом не потерял устойчивость вследствие разрушения переднего оперения, которое полностью оторвалось в самый последний момент перед приводнением, что и позволили кораблю добраться до финиша [1]. Кроме того, на самом старте, в отличие от второго и третьего пусков, сразу же отказал один из двигателей бустера, а ракетная система в этот момент испытала сильнейшие колебания ускорения, как бы ни большие, чем при начале развития автоколебаний типа «пого» во время второго пуска. И, наконец, данные четвертого полета позволили уточнить оценки, связанные с попыткой посадки на воду бустера в третьем полете [3].

В целом, судя по полученной информации, вопреки ожиданиям, борьба с автоколебаниями «пого» в четвертом полете полностью не завершилась, и статья вначале будет посвящена анализу этого аспекта полета IFT-4. Кроме того будет необходимо рассмотреть следующую критическую угрозу программе Starship – отгорание переднего оперения корабля – второй ступени. Квалифицированному аэродинамику в области гиперзвуковых течений она была ясна с самого начала после появления первых рисунков такой компоновки, но в компании SpaceX таковых, очевидно, не было и, возможно, нет до сих пор. И вот эта проблема, наконец, стала проявляться в реальности и выходить сейчас на первый план.

II. Демонстрация основных параметров траектории системы Starship в третьем и четвертом полетах

В источнике [4] вскоре после четвертого полета, как и ранее после трех предыдущих, были представлены основные параметры системы Starship по данным, полученным с видеострима [1]. На рис. 1

показаны данные системы по траектории полета первой ступени (бустера B11), а на рис. 2 – по траектории полета второй ступени (корабля S29) до момента прекращения работы двигателей при разгоне.

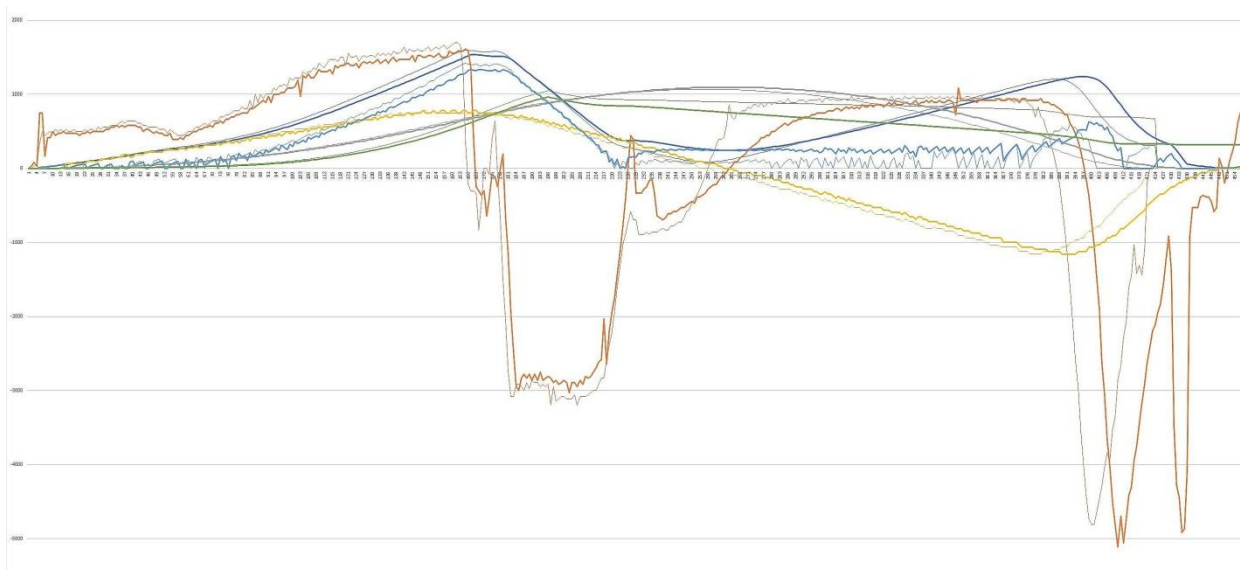


Рис. 1 – Ускорение, скорость, высота и прямая (горизонтальная) дальность, а также горизонтальная и вертикальная компоненты скорости бустера системы Starship в третьем и четвертом полетах [4]

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

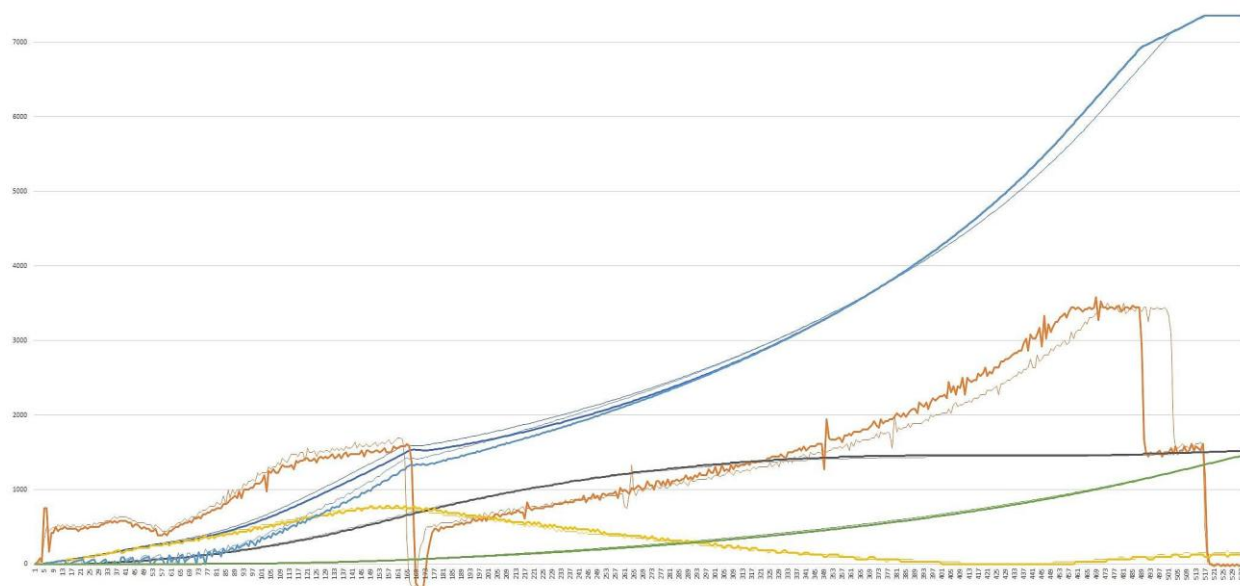


Рис. 2 – Ускорение, скорость, высота, прямая дальность, а также горизонтальная и вертикальная компоненты скорости второй ступени системы Starship в третьем и четвертом полетах, в том числе и в составе сборки [4]

При этом показанные здесь ускорения являются инерциальными без учета гравитационного ускорения. Следует также понимать, что после разделения и возвратного маневра направление полета бустера изменилось на противоположное, а алгоритм, по которому происходит расчет ускорения этого не учитывает, и поэтому ускорения меняют знак, и после 170 – 180 секунд полета отрицательные ускорения на рис. 1 на самом деле являются положительными, то есть прижимающими компоненты топлива к нижним днищам баков, что создает условия для его нормальной подачи в двигатели. А на интервале примерно от 275-й – 290-й до ~ 380-й секунды во время свободного полета бустера под воздействием практически только гравитационных сил ступень находится в невесомости и полное ускорение там близко к 0.

III. Анализ поведения системы Starship в третьем и четвертом полетах в окрестности первой критической точки четвертого полета

Первой критической точкой четвертого полета, то есть точкой траектории ракетной системы, в которой начался первый процесс растущих автоколебаний типа «пого», к некоторому удивлению автора, снова стал участок траектории сразу же после старта, примерно так же, как и во втором полете, когда архитектура системы Starship впервые стала включать промежуточный отсек горячего разделения ступеней. Тогда, как анализировалось в работе [3], процесс, начавшийся при выходе двигателей на номинальный режим работы, самопроизвольно затух. Все двигатели продолжили работу, но колебания продольного ускорения ракеты примерно с 4-й по 19-ю секунду были весьма велики. В третьем полете был изменен темп выхода силовой установки на режим номинальной тяги, и колебания типа «пого» исчезли. Однако, в четвертом полете, насколько можно судить, по имеющимся у нас достаточно приближенным графикам ускорения, произошел возврат к программе управления тягой двигателей как во втором полете, и резкие колебания ускорения ракеты появились снова. Более того, тут же отключился двигатель внешнего кольца, чего не было ни во втором, ни в третьем полетах.



Рис. 3 – Иконографика включения двигателей на старте для трех последних полетов

Сказанное подтверждается и иконографикой, которая демонстрировалась в видеостримах всех трех рассматриваемых сейчас полетах. При старте системы Starship сначала запускаются внутренние 13 двигателей, затем, с секундной задержкой, – 15 двигателей внешнего кольца, а затем, примерно еще через секунду, – оставшиеся 5 внешних двигателей, см. первые 3 сверху фрагмента рис. 1 из стрима второго пуска. На них демонстрируются моменты времени, когда впервые появляется иконографика с представленным на ней количеством работающих двигателей.

В третьем полете по иконографике начало в целом совпадало с тем, что происходило во втором полете, но включение всех двигателей произошло на секунду позже (см. четвертый фрагмент рис. 3), и темп набора тяги сначала заметно отставал от темпа во втором полете, а затем стал заметно его опережать, и автоколебания «пого» не успели развиться во время этого переходного режима работы двигателей. Но, в четвертом полете (см. пятый, нижний фрагмент рис. 3), произошло возвращение примерно к прежнему алгоритму управления двигателями, и, судя по имеющим данным, процесс тоже «пого» вернулся, что привело к потере на старте одного двигателя из 33. Подобная непоследовательность в решениях создателей системы Starship плохо поддается логическому объяснению.

Так что, работа, оценивающая последствия взрыва системы Starship над стартовой позицией [5] снова оказывается актуальной.

Вследствие меньшего количества работающих двигателей ускорение системы Starship во время разгона первой ступени было немного меньше, а его время было на 3 секунды больше, так что скорости ракетной системы в момент разделения ступеней различались немного (см. рис. 1).

IV. Анализ поведения системы Starship в третьем и четвертом полетах во время бустбэка

Как было показано в работах [6, 7], следующим критическим моментом по «пого» во втором полете системы Starship был период, в течение которого ее первая ступень совершала активный маневр по развороту и выходу на траекторию возвращения (бустбэк). Вследствие автоколебаний во время этого маневра двигатели первой ступени (бустера) не запускались, выключались, и, в конце концов, все завершилось взрывом бустера [7]. В следующем, третьем полете, после анализа результатов предыдущего полета, очевидно, были определены частоты гидроакустических осцилляций в магистралях, подающих кислород в двигатели бустера, и частоты упругих колебаний конструкции, после чего, в соответствии с алгоритмом, представленным в работах [6, 8], были изменены режимы работы силовой установки во время бустбэка, для того, чтобы «развести» частоты этих колебаний. После этого, бустер прошел бустбэк без взрыва, и по имевшимся на тот момент данным в работе [7] был сделан вывод о том, что процесс автоколебаний типа «пого» во время бустбэка был подавлен. Однако, спустя полтора месяца после третьего полета компанией SpaceX было заявлено, что при IFT-3 во время бустбэка: «Все 13 необходимых двигателей работали успешно, пока через некоторое время шесть его двигателей не начали отключаться, что вызвало раннее завершение маневра без взрыва» [9]. Вследствие этого траектория возвратного полета бустера была более крутой, чем планировалось, и он взорвался уже во время окончательного торможения над океаном в ~ 30 км дальше от берега, чем планировалось.

Все это можно объяснить тем, что оценки возможного момента начала «пого» при бустбэке, основанные на приближенной формуле пересчета влияния режимов работы двигателя на частоту гидроакустических осцилляций оказалась чуть неточными, и на части двигателей в самом конце маневра автоколебания «пого» все-таки начались. Компании SpaceX следовало бы использовать более точные результаты прямых расчетов гидроакустических осцилляций, которые пока для них недоступны. Однако, SpaceX, насколько можно судить, делает все, чтобы это состояние для них сохранилось навсегда. Второй вариант объяснения отказа 6 двигателей – это то, что SpaceX не в достаточной мере учло увеличение частоты упругих колебаний конструкции бустера вследствие снижения его массы из-за израсходования топлива во время бустбэка. Так или иначе, 6 двигателей из 13 отключились или были окончательно отключены, и маневр завершающего торможения бустера B10 над океанской поверхностью в третьем полете совершенно не удался.

Однако, если посмотреть на рис. 1 и сравнить графики ускорений при третьем и четвертом полетах во время бустбэка, можно увидеть, что и величины максимального ускорения, и времени работы двигателей на этом режиме практически одинаковы, и понять из него, что во время IFT-3 преждевременно отключились 6 двигателей весьма сложно. Да и массы бустеров во время бустбэка в обоих полетах должны были быть примерно одинаковы, так как сброс промежуточного отсека массой около 9 т во время IFT-4 был произведен через 2 секунды после завершения работы двигателей. Так что и тяга силовой установки во время четвертого полета, если и была меньше, то совсем незначительно, и для полного решения вопроса о возможности возбуждения «пого» в самом конце бустбэка при IFT-3 необходимы более полные и точные данные, чем те, что есть в публичном доступе. Также становится понятно, что информация релиза SpaceX о финальной части IFT-3, как обычно, не вполне соответствует действительности.

Но, из сопоставления графиков рис. 1 и иконографии видеостримов вполне можно сделать вывод, что при бустбэке IFT-4 компания SpaceX пошла путем, уже отработанным при IFT-3 на второй ступени ракетной системы: если граница зоны возбуждения «пого» достигается ракетной системой незадолго до завершения очередного этапа работы силовой установки, то в этот момент система управления отключает те двигатели, характеристики которых подошли к зоне «пого», и завершающий импульс реализуется оставшейся частью двигателей, у которых другая длина линий питания компонентами топлива, и которые, поэтому, вполне способны и дальше работать без возбуждения автоколебаний. Так уже дважды было сделано на финише разгона второй ступени, когда 3 более эффективных там двигателя Raptor-2 с вакуумным соплом отключались примерно за 15 секунд до прекращения разгона ступени при IFT-3 и за 28 (!) секунд при IFT-4, а продолжали работать только 3 центральных двигателя с обычными соплами, см. рис. 2. Так и во время бустбэка при IFT-4 все 10 двигателей внутреннего кольца бустера были заранее и организованно (симметрично двумя группами по 5 двигателей) отключены за доли секунды, и финальный его разгон в сторону стартовой позиции в течение 8 секунд проводился только с помощью 3-х центральных двигателей [1]. В то время как при IFT-3 двигатели хаотически отключались в течение тех же 8 секунд. Последними снова прекратили работу 3 центральных двигателя, но их задержка по сравнению с последним двигателем внутреннего кольца составила всего около 1 секунды [10]. При этом их отключение происходило несимметрично, что отклонило вектор скорости полета бустера, и вывело его на нерасчетную, более крутую

и короткую траекторию возврата с точкой падения, вдвое более удаленной от стартовой позиции по сравнению с запланированной.

Также не следует забывать, что во время финального торможения бустера при IFT-4 не включился 1 двигатель. Это вполне могло быть следствием того, что и во время четвертого полета при бустбэке в конце работы двигателей центрального кольца процесс «пого» все же начал возбуждаться и вывел из строя 1 двигатель вместо 6 в предыдущем полете, но тут же прекратился из-за их выключения. Причем это был двигатель из второй пятерки отключаемых, которая работала чуть дольше первой. Так что, отключать двигатели внутреннего кольца надо было немного раньше, и, похоже, как старт, так и бустбэк в четвертом полете Starship прошли на грани фола. Если бы что-то пошло немного не так, то мы могли бы снова оказаться свидетелями либо уже довольно привычного взрыва бустера в полете, либо даже гораздо более грандиозного явления – взрыва всей системы Starship на старте (см. [5]).

V. Анализ поведения системы Starship в третьем и четвертом полетах в окрестности первой критической точки третьего полета

Вернемся теперь к рассмотрению первой критической точки третьего полета системы Starship, относящейся к посадке бустера на поверхность океана [11]. Финальное торможение двигателями при этом маневре происходило буквально на последнем километре высоты, которая в этом диапазоне значений показывалась на экране при демонстрации видео [1] чрезвычайно неточно. Поэтому определение высоты начала торможения при IFT-3, необходимое для оценок режима работы двигателей еще несостоявшегося тогда маневра, было также весьма приближенными. Было принято, что финальный вертикальный тормозной маневр начинался на высоте $h = 1.0$ км и скорости полета $v = 0.37$ км/с. В таком случае необходимое при его осуществлении инерциальное ускорение должно было быть около $w \approx 70$ м/с². С учетом гравитационного ускорения полная величина ускорения составила бы ~ 80 м/с² [3].

Из этой величины торможения оценивалась необходимая тяга двигателей и их режим работы – степень дросселирования 13 двигателей Raptor-2 на уровне моря в этом случае должна была быть около 0.63 от их номинальных значений [3]. Тогда отношение давления на кислородном насосе было бы около $p_2/p_1 \approx 110$, а длина линий жидкого кислорода от посадочного бака до насоса двигателей Raptor-2 при условии возникновения автоколебаний оценивалась величиной около 6 м. В этом случае при оценке частоты упругих колебаний конструкции бустера около $f_c \approx 26.2$ Гц было возможно возбуждения автоколебаний типа «пого», так как гидроакустические осцилляции происходили бы с кратностью 3 по отношению к упругим колебаниям, см. [3]. Подобный набор характеристик описывал бы возбуждение «пого», вызвавшее отказы двигателей и финальный взрыв бустера B10 в третьем полете.

Завершение полета бустера B11 в четвертом полете было значительно более успешным – он совершил мягкую посадку на поверхность воды в расчетной точке Мексиканского залива. Вследствие этого появилась возможность напрямую получить значения максимального ускорения бустера при посадке, избавиться от погрешностей, вызванных неоправданно грубым представлением в иконографии высоты при ее малых значениях, и более точно пересчитать характеристики силовой установки во время финального торможения бустера B10.

Из рис. 1 следует, что максимальное инерционное ускорения бустера B11 при посадке составило около 50 м/с². Его масса в это время должна была быть на 9 тонн меньше, чем бустера B10, из-за того, что при IFT-4 к этому моменту был сброшен промежуточный отсек. Кроме того, по видео было определено, что скорость падения бустера B11 к моменту включения двигателей составляла примерно 330 м/с, а бустера B10 – 370 м/с. Поэтому при IFT-3 инерционное ускорение должно было составлять около 56 м/с², а полное, с учетом гравитационного, – около 66 м/с², а не 80 м/с² как в первых оценках, представленных в работе [3]. Тогда тяга силовой установки должна была составлять 15.2 МН, и степень дросселирования этих двигателей по тяге на данном режиме должно быть около 0.52. И с учетом того, что тяга падает несколько быстрее, чем снижается давление в основной камере сгорания двигателя, степень дросселирования по давлению будем считать равным ~ 0.55 . Тогда отношение давления на кислородном насосе составит величину $p_2/p_1 \approx 92.5$.

Из оценок работы [3] следует, что автоколебания «пого» при посадке бустера B10 должны были возбуждаться при частоте гидроакустических осцилляций в окрестности величины $f_n \approx 8.7$ Гц. Для этого при перепаде давления на кислородном насосе $p_2/p_1 = 92.5$ длина кислородных линий от посадочного бака до двигателей внутреннего кольца должна быть 6 – 7 м (см. таблицу 1), что в среднем примерно на 1 м больше ранних оценок, а для двух крайних вариантов разница почти отсутствует [3]. Так что такие длины линий питания двигателей кислородом вполне могут соответствовать реальности и вызвать возбуждение «пого» при IFT-3.

Таблица 1

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)
$c = 930$ м/с						
Starship Super Heavy Raptor-2	92.5	0.45	6.20	6.65	25.9	8.99
			6.60	7.05	26.7	8.70
			7.00	7.45	27.6	8.43

В таблицах 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} – эквивалентная длина колебательного контура, то есть длина, которая соответствует частоте возникших в нем колебаний при отсутствии насоса, f_n – частота гидроакустических колебаний жидкого кислорода.

Теперь проанализируем, что изменилось при четвертом полете, и почему бустер B11 в отличие от бустера B10 не взорвался во время финального торможения. Как известно, в последнем полете после бустбэка был проведен сброс промежуточного отсека массой около 9 тонн. Это уменьшение массы бустера на 4 – 5 % привело к его более интенсивному торможению в атмосфере и снизило скорость падения в момент включения двигателей примерно с 370 м/с до 330 м/с, то есть более, чем на 10 %, и к соответственному снижению максимального ускорения до 50 м/с². Вместе с уменьшением массы это привело к снижению потребной тяги двигателей до 13.2 МН и перепада давления на кислородном насосе до $p_2/p_1 \approx 80$, то есть на 15 %. Это вызывает соответствующее повышение частоты гидроакустических осцилляций на 7.5 %, и выводу их из зоны «пого», то есть отличия более чем на ~ 8.5 % от номинальной частоты возбуждения этого процесса (см. таблицу 2).

Таблица 2

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)
$c = 930$ м/с						
Starship Super Heavy Raptor-2	80	0.45	6.20	6.65	24.1	9.63
			6.60	7.05	25.0	9.32
			7.00	7.45	25.7	9.03

Формально, возбуждение «пого» при максимальной расчетной длины кислородных линий еще возможно, но нужно понимать, что все эти оценки вследствие отсутствия сколько-нибудь точных данных имеют скорее качественное, а не количественное значение, но, как следует из всего массива написанных на эту тему работ, позволяют разобраться с тем, что происходило во всех проведенных до настоящего времени испытательных полетах системы Starship.

Следует также помнить, что сброс промежуточного отсека несколько изменит и частоту собственных упругих колебаний корпуса бустера, но вычисление этих изменений находится за пределами используемых здесь простых методов оценки таких частот.

Вследствие предыдущего анализа становится понятно, зачем SpaceX в четвертом полете стала сбрасывать промежуточный отсек после того, как она установила его на Starship после первого полета – иначе при посадке бустер взрывается вследствие возникновения очередного автоколебательного процесса типа «пого». Но, честно говоря, все эти манипуляции с промежуточным отсеком уже начинают вызывать улыбку. Неужели никто в компании SpaceX никто до сих пор не понял, что все можно было сделать гораздо проще без всякого сбрасывания этого отсека?

Для этого было достаточно при сохранении суммарной тяги силовой установки во время финального торможения 5 двигателей внутреннего кольца вывести из зоны «пого», увеличив их тягу, а 5 других не вводить в эту зону, снизив их тягу на соответствующую величину (3 центральных двигателя на данном режиме работают вполне устойчиво). Подобный вариант демонстрируется в таблице 3.

Таблица 3

Ракета Ступень Двигатель	p_2/p_1	L_1 (м)	L_2 (м)	L_3 (м)	L_{eq} (м)	f_n (Гц)
$c = 930$ м/с						
Starship Super Heavy Raptor-2	75	0.45	6.60	7.05	24.2	9.60
	92.5				26.7	8.70
	110				29.0	8.01

Как видно из нее, уход двигателей со степени дросселирования ~ 0.55 (средняя строка) на уровне дросселирования ~ 0.45 и ~ 0.65 надежно выводит их работу из зоны «пого», если до этого они там находились, практически без изменения их суммарной тяги.

Однако, приключения бустера B11 в четвертом полете на этом не заканчиваются. Во время финального торможения один из двигателей внутреннего кольца, видимо, поврежденный в самом конце бустбэка, не включился, а на видеоролике посадки бустера на воду можно наблюдать мощный пожар [11], см. рис. 4.



Рис. 4 – Пожар на бустере B11 перед приводнением

Скорее всего этот пожар возник из-за разрушения топливных магистралей того самого не включившегося двигателя. В видео [11] конец посадки бустера на воду не показан, в сообщении SpaceX о четвертом полете [2] не говорится ничего конкретного о том, что случилось с бустером после приводнения, и больше никем и нигде бустер B11 не наблюдался. Следовательно, он либо быстро затонул, либо взорвался. Из совокупности данных (пожар, молчание SpaceX) наиболее вероятным является вариант взрыва бустера после посадки примерно также как взорвался 4 марта 2021 года во время испытаний прототип корабля SN 10 [12].

VI. Скачки уплотнения и тепловые потоки при гиперзвуковых скоростях полета

Тем не менее, можно считать, что для нынешней версии системы Starship большая часть проблем, связанных с возбуждением в ней автоколебаний типа «пого» более или менее разрешена за 4 прошедших

тестовых полета. При переходе к новому варианту системы они возникнут снова, но пока на первый план выходят вопросы, связанные с торможением второй ступени при входе в атмосферу Земли с орбитальной скоростью. Это достаточно специфичная область аэрокосмических технологий, и, как правило, сторонний внешний наблюдатель никак не может оценить их воплощение. Однако, в некоторых случаях возможны исключения, и программ Starship к таковым исключениям относится.

В этом разделе статьи речь пойдет о проблеме возникновения на поверхности тел сложной геометрии, обтекаемых гиперзвуковым потоком газа, узких зон, в которых тепловые потоки многократно превышают то, что имеет место быть даже в самых теплонапряженных точках более простых конфигураций. Этот эффект был экспериментально обнаружен и достаточно тщательно изучен уже несколько десятков лет назад. Стало ясно, что в местах падения скачков уплотнения на твердую поверхность из-за очень сильных градиентов давления, генерируемых скачком, возникает отрыв пограничного слоя, текущего по этой поверхности. В зонах отрыва возникают весьма сложные мелкомасштабные течения, которые вызывают тепловые потоки, превышающие те, что имеются на этих же телах в точках торможения (в которых, номинально, тепловой поток максимален), от 5 – 6 до 30 (!) раз. Последнее бывает при сложных взаимодействиях падающих извне скачков уплотнения со скачками, создаваемыми самим телом, на котором реализуется описываемый эффект.

На цилиндрических телах с конической или оживальной носовой частью при сверхзвуковых скоростях полета всегда образуется головной скачок уплотнения, который на гиперзвуковых скоростях проходит очень близко к поверхности такого тела. При больших углах атаки порядка 40 – 50 градусов, характерных для тормозящихся в атмосфере орбитальных летательных аппаратов, картина обтекания, конечно, усложняется, но в окрестности нижней части поверхности аппарата качественно мало что меняется, а сверху возникает зона относительно малых давлений и плотностей, газа и сравнительно низких тепловых потоков, которая называется зоной «аэродинамической тени». В среднем же сечении картина обтекания достаточно близка к тому, что имеет место быть снизу от тела.

Из сказанного выше должно быть ясно, что если на теле в районе ее носовой части в средней диаметральной плоскости расположены крыльевые поверхности, то на них будет падать головной скачок уплотнения, создающий на них узкие зоны аномально больших тепловых потоков, и защитить их от перегрева принципиально невозможно. Если эти поверхности будут перенесены вверх в аэродинамическую тень, то та часть, которая находится внутри головного скачка уплотнения, будет создавать малые аэродинамические силы и моменты, а та часть поверхности, которая будет выступать из-за него, будет им отрезана. Такие конфигурации при больших гиперзвуковых скоростях принципиально нежизнеспособны.

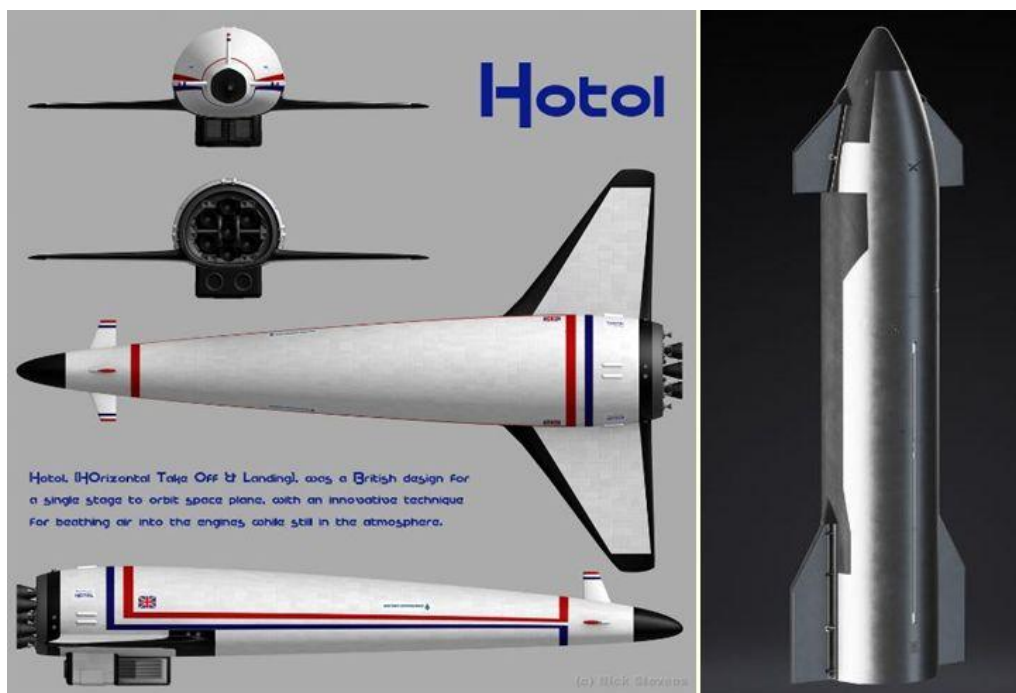


Рис. 5 – Проект многоразового орбитального самолета Hotol (слева) и вторая ступень системы Starship (справа)

На рис. 5 показано изображение британского многоразового одноступенчатого орбитального аэрокосмического самолета Hotol с объединенным воздушно-реактивным и ракетным двигателем

(разрабатывался в 1982 – 1991 годах) [13] и второй ступени системы Starship [14], причем здесь изображена самая ранняя версия этого аэрокосмического самолета. Нам важно то, что качественно конфигурации рассматриваемых объектов подобны: оба они имеют переднее оперение для балансировки и хвостовые крыльевые поверхности: Hotol – крыло для горизонтальной посадки, а вторая ступень (Ship) – хвостовое оперение. Hotol так и не был построен, но проект развивался 9 лет, и достаточно показательно, к чему пришла его финальная аэродинамическая компоновка. Ship года впервые совершил возвращение с орбиты 6 июня 2024, и легко увидеть, что вывод из анализа этих двух совершенно различных программ по интересующему нас сейчас вопросу вполне очевиден.

На рис. 6 мы видим картину обтекания фрагмента поверхности второй ступени (корабля Ship) в окрестности стыка правой поверхности носового оперения с корпусом [1]. Ближняя к наблюдателю прямая линия – задняя кромка правой консоли оперения. Высота полета – 73 км, скорость – примерно 7.3 км/с, число Маха – около 21.5. Нагрев поверхности в целом еще не очень велик, максимальные тепловые потоки будут достигнуты на высоте на 3 км ниже [15]. Верхние поверхности аппарата – темные и пока сравнительно слабо нагретые, но недалеко от основания оперения мы видим ярчайшую область – это созданная головным скачком уплотнения зона отрыва пограничного слоя генерирует узкую область с тепловыми потоками, многократно превышающими таковые в любом другом месте аппарата за исключением такой же зоны, расположенной на левой консоли носового оперения.

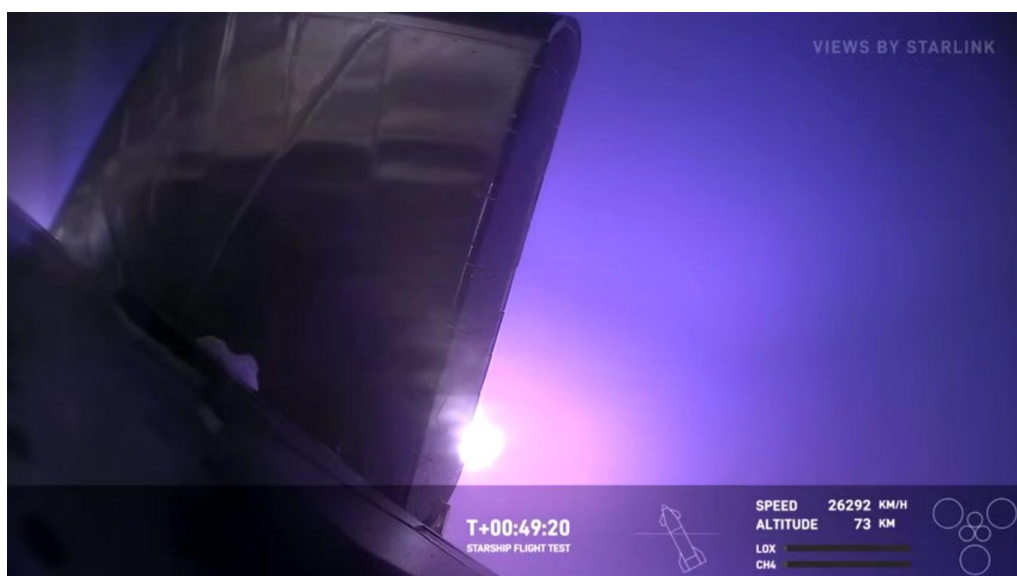


Рис. 6 – Картина гиперзвукового обтекания стыка корпуса с носовым оперением во время начала торможения в атмосфере

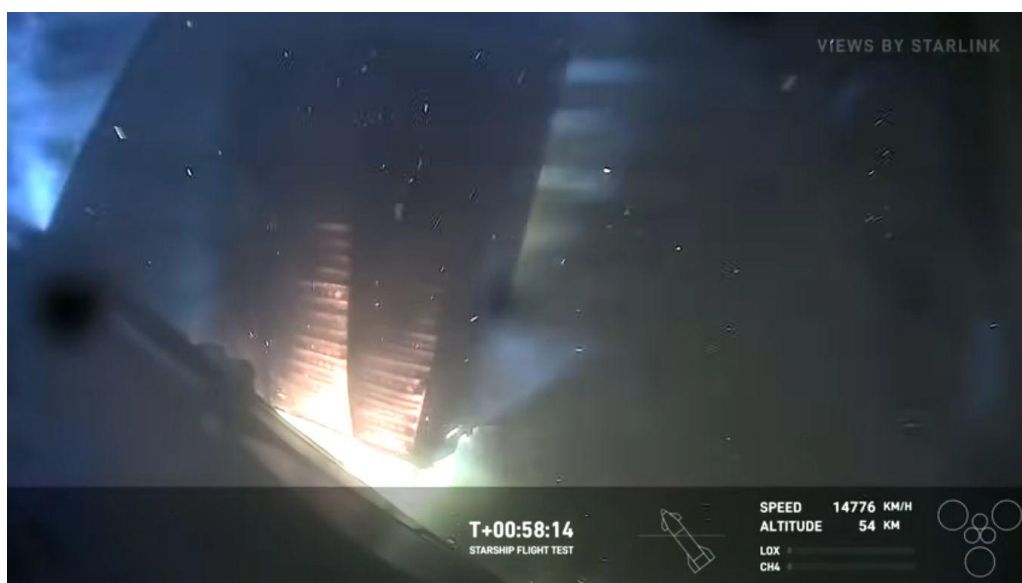


Рис. 7 – Картина гиперзвукового обтекания стыка корпуса с носовым оперением в середине участка торможения

На рис. 7 показан тот же фрагмент поверхности корабля Ship спустя 9 минут. Высота полета – 54 км, скорость – около 4.1 км/с, число Маха – примерно 13. Задняя часть консоли оперения в описываемом нами месте уже частично разрушена, и как показывает видео [1] от нее продолжали отлетать небольшие куски материала. В конце концов, именно по этому месту она отвалится, но к счастью именно в тот момент, когда нужда в ней уже отпала [16]. Когда отвалилась левая консоль, неизвестно, так как на нее ни одна телекамера направлена не была, но, скорее всего, примерно, в то же время.

Итак, совершенно ясно, что подобная геометрия второй ступени является абсолютно неадекватной, и корабль с таким передним оперением никогда штатно летать не будет. К таким же выводам постепенно пришли и разработчики системы Notol. На рис. 8 демонстрируется (смотреть сверху вниз), как в течение 1985 года носовое горизонтальное оперение исчезло. Оно было заменено на наплывы перед крылом. Вертикальное носовое оперение в 1985 пока осталось, но из-за того, что оно находилось в зоне аэродинамической тени, выросло в размерах [17].

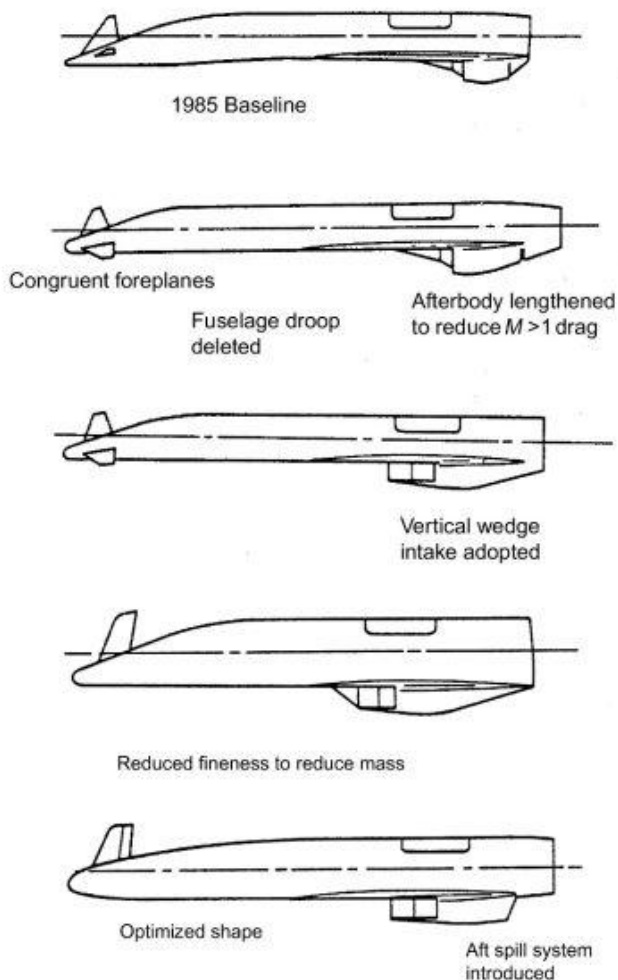


Рис. 8 – Трансформация аэродинамической компоновки орбитального самолета Notol в течение 1985 года

Но, в итоге и его пришлось убрать назад, очистив нос от каких-либо крыльевых поверхностей [17], см. также рис. 9 [18]. Так как очевидно, что в компании SpaceX, не было, и, видимо, нет квалифицированных аэродинамиков в области гиперзвуковых скоростей, то, она, наверное, придет к чему-то подобному через много тестовых полетов и много времени. И только тогда станут возможными не тестовые, а регулярные полеты системы Starship в многоразовом исполнении.



Рис. 9 – Исходная (снизу) и финальная (сверху) компоновки орбитального самолета Hotol

Выводы

1. В четвертом пуске режим выхода двигателей бустера B11 на номинальную тягу был возвращен примерно к тому сценарию, который был при втором пуске, что, в отличие от третьего, снова привело к возбуждению на старте автоколебаний типа «пого», затухших при выводе силовой установки на номинальный режим работы, но вызвавших отключение одного из двигателей.
2. На финише возвратного маневра (бустбэка) бустера B11 для предотвращения возникновения «пого» на этом режиме полета работали только 3 центральных двигателя, однако, судя по имеющимся данным, один из двигателей внутреннего кольца не успели выключить до того момента, как он был поврежден в результате возникновения автоколебаний.
3. В четвертом полете бустер B11 избежал взрыва при финальном торможении и совершил мягкую посадку на поверхность океана благодаря тому, что из-за сброса промежуточного отсека двигатели бустера работали на меньшей тяге, чем на бустере B10, но, из-за пожара двигателя, видимо поврежденного на финише бустбэка, B11, скорее всего, взорвался уже после приводнения.
4. Вторая ступень S29 во время четвертого полета полностью прошла этап аэродинамического торможения в атмосфере Земли, однако, на самом финише, произошел отрыв правой консоли (а может, и обеих консолей) ее переднего оперения.
5. Это было закономерным следствием того, что на носовое оперение при гиперзвуковых скоростях попадает головной скачок уплотнения, что приводит к отрыву на них пограничного слоя с многократным увеличением тепловых потоков в зоне отрыва по сравнению с любым другим местом на поверхности второй ступени, включая точку торможения на его носу и на передних краях консолей как носового, так и хвостового оперения.
6. Поэтому используемая конфигурация носового оперения является совершенно неадекватной и должна быть изменена, причем сдвиг ее вверх в зону аэродинамической тени ни к каким существенным результатам не приведет.

Литература

1. FULL SpaceX Starship Flight 4 Broadcast re-upload. *SpaceX*, 6 June 2024 // <https://www.youtube.com/watch?v=OZVR2SNjyug>
2. Starship's Fourth Flight Test. *SpaceX*, 06 June 2024 // <https://www.spacex.com/launches/mission/?missionId=starship-flight-4>
3. Ю. И. Лобановский – Парадокс двух полетов системы Starship и его разрешение. *Synerjetics Group*, 30.03.2024, 16 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/paradox.htm>
4. Re: Starship Flight 4 UPDATES: Starbase TX: 6 June 2024, Reply #203. *NSF*, 06 June 2024 // <https://forum.nasaspacesflight.com/index.php?topic=60929.msg2598941#msg2598941>
5. Ю. И. Лобановский – Оценка возможных последствий взрыва системы Starship над стартовой позицией. *Synerjetics Group*, 10.03.2024, 17 с. // http://www.synerjetics.ru/article/big_blast.htm

6. Ю. И. Лобановский – Причины аварий обеих ступеней системы Starship во втором полете. *Synerjetics Group*, 04.12.2023, 10 с. // http://www.synerjetics.ru/article/second_flight.htm
7. Ю. И. Лобановский – Механизм взрыва первой ступени системы Starship во время ее возвратного маневра. *Synerjetics Group*, 12.01.2024, 11 с. // <http://www.synerjetics.ru/article/boostback.htm>
8. Ю. И. Лобановский – Причина аварии системы Starship в первом полете. *Synerjetics Group*, 05.10.2023, 20 с. // http://www.synerjetics.ru/article/starship_crash.htm
9. On the Path to Rapid Reusability. *SpaceX*, 24 May 2024 // <https://www.spacex.com/updates/#flight-3-report>
10. Replay! SpaceX Starship launches on 3rd integrated test flight. *VideoFromSpace*, 14.03.2024 // <https://www.youtube.com/watch?v=Dr8ZaMAa5jw>
11. SpaceX's Starship Booster 11 Landing Footage from Ocean during IFT 4 Reentry: IFT 3 vs IFT 4. *ABspace*, 11 June 2024 // <https://www.youtube.com/watch?v=ncJk2YICck4&t=13s>
12. K. Chang – SpaceX Mars Rocket Prototype Explodes, but This Time It Lands First. *The New York Times*, 05 May 2021 // <https://www.youtube.com/watch?v=HVUf62FyqSk>
13. N. Stevens – HOTOL, new render and some history. *Nick Stevens Graphics*, 2017 // <https://nick-stevens.com/2017/03/26/hotol-new-render-history/>
14. STARSHIP. *SpaceX* // <https://www.spacex.com/vehicles/starship/>
15. Entry Profile for Starship Flight 4. *Reddit, r/space, maxfagin*, 06 June 2024 // https://www.reddit.com/r/spacex/comments/1d9lxti/entry_profile_for_starship_flight_4/
16. J. Foust – Starship survives reentry during fourth test flight. *SpaceNews*, 06 June 2024 // <https://spacenews.com/starship-survives-reentry-during-fourth-test-flight/>
17. H. Kuchera, P. W. Sacher – Reusable Space Transportation Systems. Springer Praxis Books, 2011 // https://beckassets.blob.core.windows.net/product/readingsample/800609/9783540891802_excerpt_001.pdf
18. J. Scott – HOTOL and Skylon. *AeroSpaceWeb.org*, 14 November 2004 // <https://aerospacweb.org/question/spacecraft/q0202.shtml>

Москва,
24.06.2024

Ю. И. Лобановский