

## Последняя тайна советской лунной ракеты

Ю. И. Лобановский

Всего семи секунд не хватило в последнем пуске для запуска второй ступени и продолжения полета, который мог изменить дальнейшую судьбу Н1!

Б. Е. Черток

### Краткое содержание

В работе показано, что причиной катастрофического взрыва советской лунной ракеты Н1 на завершающем этапе разгона первой ступени при четвертом пуске было возникновение автоколебательного процесса типа «пого» с гидроакустическими осцилляциями в линиях подачи кислорода в двигатели внешнего кольца. При этом в линиях подачи кислорода к двигателям внутреннего кольца стояли демпферы, подавляющие автоколебания такого типа, и только поэтому эти ракеты 3 раза не взрывались еще в самом начале полета. Однако, аналогичных демпферов в линиях подачи кислорода к двигателям внешнего кольца не было установлено потому, что как лица проекта, принимающие решения, так и их консультанты, не понимали, что положительная обратная связь между гидроакустическими и упругими колебаниями, приводящая к «пого», возможна не только при резонансе частот, но и при их кратности.

В связи с этим, очевидно, что если бы был проведен пятый пуск модернизированной ракеты Н1 с двигателями НК-33, то он бы завершился таким же взрывом, как и четвертый.

**Ключевые слова:** *ракета Н1, четвертый полет, продольные автоколебания, пого, резонанс, кратность*

### I. Введение

Как известно, в период с 21 февраля 1969 года по 23 ноября 1972 года было произведено 4 пуска советской сверхтяжелой «лунной» ракеты Н1 [1]. Все они закончились аварийно, причем во втором пуске 3 июля 1969 года (за 17 дней до первой посадки на Луну американских астронавтов на лунном модуле Eagle корабля Apollo-11 [2]) стартовый стол был разрушен, а соседний, расположенный на расстоянии 1.1 км был заметно поврежден [3].

Первопричиной аварии ракеты Н1 в первом пуске ранее обычно всегда назывались отказы весьма инновационных, но недостаточно отработанных к тому моменту двигателей НК-15: на 6-й и на 25-й секундах полета от вибрации на них последовательно оторвались трубки датчиков давления горячего окислительного газа после газогенератора и давления горячего перед ним. В хвостовой отсеке ракеты образовалось облако горючей смеси, которое на 55-й с полета воспламенилось. Начался пожар и на 68-й с была повреждена изоляция кабельной сети, вследствие чего помеха от силового кабеля попала на кабели измерительных каналов системы контроля работы, диагностики и отключения двигателей (КОРД). Из-за ложного сигнала система КОРД тут же отключила все 28 работавших к тому моменту двигателей первой ступени, и ракета упала, взорвавшись при ударе о землю [4]. В последнее время возникновение столь сильной вибрации, от которой на двигателях отрываюся измерительные трубки, стали связывать с автоколебаниями типа «пого» [1], однако доказательств этого утверждения не найдено. Более того, как известно, еще в процессе наземной отработки на топливных магистралях ракеты Н1 были установлены средства подавления таких автоколебаний [5].

Во втором пуске 3 июля 1969 года по заключению аварийной комиссии причиной аварии было разрушение кислородного насоса двигателя № 8 внешнего кольца. Этот двигатель взорвался при выходе на режим за 0.25 с до отрыва ракеты от стартового стола. Остальные двигатели некоторое время работали, и ракета взлетела. Но, за 12 с системой КОРД были отключены все двигатели кроме одного – № 18 внешнего кольца, и на 23-й с ракета упала на старт и взорвалась [4].

В третьем пуске 27 июня 1971 года впервые достаточно длительное время работали все 30 двигателей первой ступени. При этом, как окончательно выяснилось из дальнейших значительно более поздних исследований (завершенных к 2000 году), устойчивым состоянием газовой кольцевой пелены, образованной сверхзвуковыми струями из 24 двигателей Н1 внешнего кольца, является конфигурация с винтовой симметрией [5]. В результате этого на ракету в третьем полете действовал момент крена (вращения вокруг продольной оси), превышающий возможности рулевых сопел по крену. Вследствие этого скорость вращения ракеты превысила допустимые пределы, и система КОРД на 50 с отключила все двигатели, после чего ракета упала на землю и взорвалась.

Перед четвертым и последним пуском ракеты Н1 23 ноября 1972 года было сделано все возможное для того, чтобы он прошел успешно. Тем не менее, после самого продолжительного полета, за несколько секунд до планового отключения двигателей внешнего кольца (двигатели внутреннего кольца к тому времени уже были отключены) произошел взрыв «более интенсивный», чем даже в первом полете [4]. При этом никаких сколько-нибудь внятных объяснений произошедшего не последовало. Главным конструктором комплекса Н1 В. П. Мишиным и Главным конструктором маршевых ЖРД первой ступени НК-15 Н. Д. Кузнецовым

было составлено письмо на имя Генерального секретаря ЦК КПСС Л. И. Брежнева, в котором об аварии говорилось следующее: «...она произошла вследствие колебаний конструкции, сопровождавшихся дополнительными, знакопеременными нагрузками, действующими на трубопроводы, узлы ракеты и их агрегаты в конце установленного ресурса, что могло привести к последующему их разрушению...» [5]. В этой фразе, являющейся квинтэссенцией политического компромисса, заключенного Главными конструкторами, прекрасно буквально все: и невесть откуда взявшиеся колебания конструкции, и знакопеременные нагрузки (а разве при колебаниях бывают другие?), которые «могли» а, возможно, и «не могли» привести к разрушению трубопроводов, узлов и агрегатов ракеты, и беспрецедентный «установленный ресурс» их работы, слегка превышающий сотню секунд.

В итоге, на следующий год советская программа полета на Луну Н1-ЛЗ была закрыта, задел по ракете Н1, ее чертежи, и вся документация были уничтожены. Был также отдан приказ уничтожить несколько десятков уже готовых ракетных двигателей НК-33 – уже готового и отработанного усовершенствованного многоразового варианта двигателя НК-15, но они были спрятаны [6], и через 40 лет были успешно использованы на новых российских и американских ракетах-носителях [7, 8].

## **II. Описание ключевых событий, происходивших в четвертом полете ракеты Н1**

Итак, причины аварии ракеты Н1 в четвертом полете выявлены не были ни сразу по горячим следам, ни много позднее. Даже через 42 года после этих событий один из активных и компетентных их участников продолжал недоумевать: «...все расчеты, проведенные в свое время независимо в ОКБ-1, НИИ ТП и ЦНИИМаш, учитывавшие наличие этих устройств [демпферов] привели к однозначному выводу об устойчивости замкнутой системы корпус – жидкость в магистралях – ЖРД на протяжении всего времени полета первой ступени ракеты. Тем не менее, случилось то, что случилось...» [5]. Это было написано 20 лет назад, и с тех пор не появилось никаких новых объяснений той уже далекой катастрофы – последняя тайна советской лунной ракеты разгадана так и не была.

Однако, в связи с тем, что в последние 3 года трагедия Н1 повторяется, пожалуй, уже в виде фарса при испытаниях еще более крупной и сложной многоразовой ракетной системы Starship, сразу после ее первого пуска была разработана интегральная теория автоколебаний типа «пого» [9]. И после того, как необходимые фактические данные о четвертом полете ракеты Н1 и о ее устройстве были собраны, после применения к ним этой теории, потребовалось всего 2 – 3 дня для того, чтобы разгадать эту тайну, то есть понять, что же произошло тогда, в ноябре 1972 года.

Сначала по двум наиболее полным и компетентным источникам опишем то, что происходило во время этого полета:

1. До 107-й с полет первой ступени проходил нормально, если не считать незатухающих продольных колебаний корпуса и давления в камерах сгорания маршевых двигателей, проявившихся, начиная приблизительно с 50-й с полета [5].

2. «По данным некоторых датчиков продольной перегрузки, расположенных вблизи головного блока, колебания носили следующий характер: частота их составляла порядка 6 – 7 Гц, будучи близкой к частоте первого тона собственных продольных колебаний корпуса, а амплитуда постепенно возрастала: на 70-й с она составляла примерно 0.3 g, а в момент взрыва двигателя – 0.6 g» [5].

3. На момент времени 94.5 с по программе выключились шесть центральных двигателей блока «А» (первой ступени) [4].

4. Картина полета не претерпела принципиальных изменений после выключения шести центральных двигателей (двигателей внутреннего кольца) [5].

5. На момент времени 106.93 с по всем 24 периферийным двигателям (двигателям внешнего кольца) «ничего ненормального не было выявлено» [4].

6. На 107-й с произошел взрыв одного из ЖРД, что привело к практически мгновенному разрушению конструкции корпуса [5]. Это был двигатель № 4 внешнего кольца, время возникновения «ударного взаимодействия» – 106.97 с [4].

7. С момента времени 106.9 с телеметрией первой ступени в последний момент перед ее отключением зарегистрировано резкое падение давления в баках окислителя и горючего [4].

8. Взрыв ракеты был «более интенсивным», чем в первом полете Н1 № 3Л 21 февраля 1969 года [4].

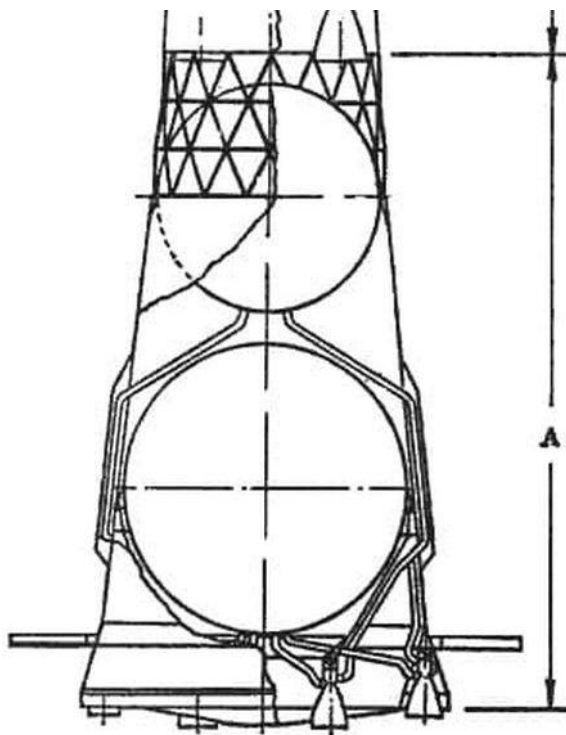
9. «Ракета пролетела без замечаний 106.93 с, но за 7 с до расчетного времени разделения 1-й и 2-й ступеней произошло практически мгновенное разрушение насоса окислителя двигателя № 4, которое привело к ликвидации ракеты» [4].

Рассмотрим теперь некоторые характеристики систем и агрегатов ракеты Н1, важные для дальнейшего расследования.

## **III. Значения параметров, определяющих процесс автоколебаний**

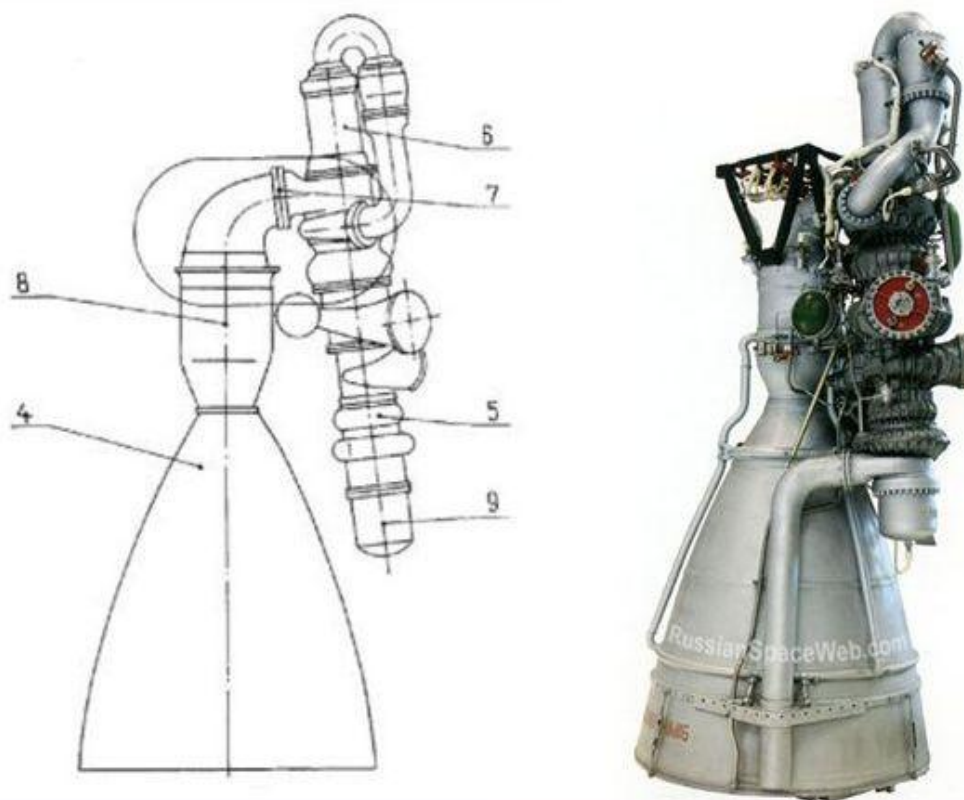
Далее явно определим все данные, необходимые для построения численной модели процесса, который привел к взрыву в четвертом полете и гибели ракеты Н1 в четвертом полете:

1. Длина участков трубопроводов для подачи жидкого кислорода составляла около 3 м для двигателей внутреннего кольца и около 7 м для двигателей внешнего кольца первой ступени, см. рис. 1, который является фрагментом изображения, приведенного в статье Главного конструктора ракеты Н1 В. П. Мишина [10]. Кислородный бак, в отличие от типичных ракетных компоновок, расположен внизу, в качестве масштаба использовалось расстояние между осями сопл двигателей внешнего кольца, которое составляет 14.0 м [4].



**Рис. 1 – Изображения топливных трубопроводов первой ступени ракеты Н1**

2. Длина трубопровода от кислородного насоса до окислительного газогенератора двигателя НК-15/33 составляла 1.5 – 1.6 м, см. рис. 2, составленный из двух изображений, представленных в источниках [11, 12].



**Рис. 2 – Схема и внешний вид двигателя НК-15/33**

На схеме (левая часть рисунка) указаны следующие позиции: 4 – сопло, 5 – турбонасосный агрегат (ТНА), 6 – газогенератор, 7 – стык основной камеры сгорания с ТНА, 8 – ось камеры сгорания, 9 – ось ТНА. Овалом обведены трубопровод, подающий горячий газ с выхода из-за турбины ТНА в основную камеру сгорания, а также верхняя (выходная) часть кислородного насоса и турбина, приводящая в движение его и расположенный ниже насос керосина. При этом кислород высокого давления из насоса поступает в газогенератор по расположенной сверху конструкции двигателя весьма изогнутой в двух плоскостях трубе, длина которой по двум представленным на рис. 2 ее изображениям оценена, как указано выше. При этом в качестве масштаба использовался диаметр среза сопла – 1.49 м [11]. На правом рисунке хорошо виден выход из насоса и ниже – вход в него, закрытый красной крышкой.

3. Давление в камере сгорания двигателя НК-15/33 составляло 14.8 МПа [11], а давление за кислородным насосом оценивалось по данным о двигателях ВЕ-4 и РД-170, работающих по той же схеме с окислительным газогенератором. При этом у ВЕ-4 давление в камере сгорания – меньше, чем у НК-15/33 (13.4 МПа), а у РД-170/171 – больше (24.5 МПа) [13]. В результате оценка давления за насосом НК-15/33 – 33.5 – 34 МПа.

4. Давление в сферическом кислородном баке первой ступени было ниже, чем обычно было у ракет того времени [14], то есть не больше 0.25 – 0.3 МПа.

5. При заправке кислород в основном баке был переохлажден до температуры 82 К [4].

6. «Системы наддува баков всех ракетных блоков [ракеты Н1] были однотипными. Баки окислителя наддувались отбираемым от газогенераторов кислым газом. Баки горючего наддувались газообразным гелием, находящимся в баллонах РН и подогретым в теплообменниках двигателей» [14].

7. Температура кипения жидкого кислорода при давлении 0.25 МПа равна 100 К [15].

#### IV. Построение численной модели автоколебаний типа «пого» в четвертом полете ракеты Н1

Из пп. 1 – 4 и 9 раздела II следует, что, не позднее, чем с конца первой половины этапа разгона первой ступени ракета Н1 стала испытывать все возрастающие продольные колебания, близкие к частоте первого тона собственных колебаний корпуса, сопровождавшиеся аналогичными колебаниями давления в камерах сгорания двигателей. Частота этих колебаний постепенно росла со временем, так как масса ракеты уменьшалась из-за расхода топлива, а частота упругих колебаний конструкции в первом приближении обратно пропорциональна квадратному корню из ее массы. Амплитуда колебаний также росла, пока они не привели сначала к разрушению насоса окислителя двигателя внешнего кольца первой ступени, затем – к взрыву этого двигателя и в итоге – к взрыву всей ракеты. Так как разрушился кислородный насос, колебания давления происходили в линиях подачи кислорода в двигатели внешнего кольца (двигатели внутреннего кольца тогда уже были отключены).

Вообще говоря, это – типичная картина внешних проявлений процесса возникновения и развития процесса автоколебаний па «пого». Совершенно то же самое заявлял и известный советский/российский специалист в области динамики упругих тел, взаимодействующих с жидкостью, с 1960 по 1974 год возглавлявший лабораторию динамики НИИ-88 (ЦНИИМаш), Б. И. Рабинович [16], в течение не менее трех десятков лет пытавшийся понять, почему при четвертом пуске погибла ракета Н1 №7Л. В 2006 году он писал: «Не правда ли, это как две капли воды похоже на колебания типа POGO, наблюдавшиеся в конце полета первой ступени на Сатурн-5 AS-502...?» [5].

Действительно, на последних секундах работы первой ступени AS-502 ракеты Сатурн-5 амплитуда колебаний достигла того же уровня –  $\pm 0,6$  g, была потеряна одна из четырех панелей адаптера, внутри которого находился макет лунного модуля, были повреждены топливные системы второй и третьей ступеней, что привело к неполному выполнению программы полета [17]. Однако, отличия все же были. Первая ступень AS-502 ракеты Saturn V при пуске 4 апреля 1968 года полностью выполнила свою задачу по выведению связки из второй, третьей ступеней и полезной нагрузки, при том, что до этого пуска никаких мероприятий по подавлению «пого» на ней не проводилось, а ракета Н1 №7Л погибла, несмотря на то, что в ее линиях подачи кислорода в двигатели стояли демпферы для подавления «пого». Похоже, провидение, было на стороне Вернера фон Брауна, а не Сергея Павловича Королёва.

Применим интегральную теорию автоколебаний типа «пого» и проведем на ее основе расчеты нескольких возможных вариантов автоколебаний, возможных для ракеты Н1 и соответствующих крайним вариантам определяющих этот процесс параметров. Из п. 2 раздела III следует, что длина трубопровода кислорода от насоса до газогенератора  $L_1 = 1.5 - 1.6$  м, а из пп. 3, 4 – что отношение давления на выходе и на входе в кислородный насос на номинальном режиме работы двигателей НК-15/33 составляет величину  $p_2/p_1 = 115 - 135$ .

Рассмотрим частоту гидроакустических осцилляций на старте ракеты Н1 и непосредственно перед ее взрывом. Будем считать, что их частота такая же, как у упругих колебаний корпуса и равна в первом случае –  $f_n = 6.00$  Гц, а во втором  $f_n = 7.00$  Гц.

На старте температура переохлажденного кислорода равна 82 К (см. п. 4 раздела III), и в соответствии с источником [15], средняя скорость звука в диапазоне давлений 0.25 – 35 МПа с  $\approx 950$  м/с. Тогда, при отношении давлений на насосе 115 получается, что длина линии подачи кислорода должна быть от 3.45 до 3.65 м, что заметно превосходит заданную величину  $L_2 \approx 3$  м, см. таблицу 1. А, при отношении давлений 135 наблюдается отличное согласование расчетных и априорных величин  $L_2$ . При этом, если принимается

практически среднее значение  $L_1 = 1.56$  м из рассматриваемого диапазона, то согласование всех параметров процесса практически идеальное. При этом ясно, что давление в кислородном баке первой ступени Н1 должно быть близким к 0.25 МПа.

Так что, если бы в процессе наземной отработки изделия в его кислородные магистрали не были бы врезаны «устройства, предложенные И. М. Рапопортом, представлявшие собой комбинацию гидроаккумулятора и демпфера» [5], то уже на старте все экземпляры ракеты Н1 взрывались бы вследствие возникновения «пого» на двигателях внутреннего кольца, см. четвертую строку из первой группы строк таблицы при частоте  $f_n = 6.00$  (параметр  $L_3$  – это сумма длин участков  $L_1$  и  $L_2$ , то есть полная длина гидроакустического колебательного контура,  $L_{eq}$  – длина эквивалентного контура с той же частотой при той же скорости звука  $c$ , но не имеющего разрыва давления на своей волне).

Таблица 1

Ракета Ступень Двигатель	$p_2/p_1$	$L_1$ (м)	$L_2$ (м)	$L_3$ (м)	$L_{eq}$ (м)	$f_n$ (Гц)
Н1 Первая ступень НК-15	c = 950 м/с					
	115	1.50	3.65	5.15	39.6	6.00
		1.60	3.43	5.03		
	135	1.50	3.12	4.62		
		1.56	3.00	4.56		
		1.60	2.92	4.52		
	c = 845 м/с					
	135	1.56	3.00	4.56	39.6	5.34
	115	1.50	8.42	9.92	60.4	3.50
		1.60	7.91	9.51		
	135	1.50	7.20	8.70		
		1.56	6.93	8.49		
		1.60	6.76	8.36		
	c = 950 м/с					
	135	1.56	6.93	8.49	60.4	3.94

Непосредственно перед взрывом температура малых остатков криогенного кислорода в баке первой ступени должна была намного превышать стартовую температуру  $T \approx 82$  К вследствие его наддува горячим газом, отбираемым от газогенераторов. Известно, что еще на Р-9А – первой ракете, заправляемой переохлажденным кислородом, в конструкторскую документацию был внесен эксплуатационный диапазон температуры кислорода на входе в двигатель от исходной температуры 88.5 К до температуры кипения 100 К [18]. Как было показано выше, давление в кислородном баке первой ступени Н1 было около 0.25 МПа, а из п. 7 раздела III следует, что при такой величине давления температура кипения жидкого кислорода составляет те же 100 К. Таким образом, скорость звука в жидком кислороде перед взрывом Н1 должна была быть близка к  $c = 845$  м/с [15].

Рассчитаем, какова должна быть длина линий кислорода, чтобы при такой скорости звука возникали гидроакустические осцилляции с половиной известной нам частоты  $f_n = 7.00$  Гц. При отношении давлений на насосе 115 получается, что длина линии подачи кислорода должна быть от 7.9 до 8.2 м, что заметно превышает длину линий питания  $L_2 \approx 7$  м для двигателей внешнего кольца, см. таблицу 1. А, при отношении давлений 135 вновь наблюдается отличное согласование расчетных и априорных величин  $L_2$ , и снова, особенно, при  $L_1 = 1.56$  м, см. четвертую строку из второй группы строк таблицы 1 при частоте  $f_n = 3.50$ .

Таким образом, мы наблюдаем согласование частот гидроакустических осцилляций и собственных частот упругих колебаний корпуса с кратностью 2, что показывает возможность запуска при таких параметрах процесса автоколебаний типа «пого». Удивительно, как Б. И. Рабиновичу, руководившему лабораторией динамики НИИ-88 (ЦНИИМаш) вплоть до закрытия советского лунного проекта, за многие десятки лет, а также всем тем, наверное, десяткам людей, кто имел отношение к анализу возможности возбуждения автоколебаний типа «пого» в ракете Н1 даже после аварии в четвертом полете не пришла простая, если не сказать тривиальная, мысль о кратности, а не только о резонансе частот двух типов колебаний, вместе создающих автоколебательный процесс типа «пого»! И 34 года спустя после катастрофы профессор ИКИ РАН Рабинович с видимым отчаянием писал: «И произошло это [взрыв ракеты Н1 в четвертом полете], несмотря на то, что частоты соответствующих парциальных систем уже не были «близкими!»» [5]. Да, «частоты соответствующих парциальных систем не были уже близкими», но они были кратными – 7 и 3.5 Гц, причем постепенный нагрев первоначально переохлажденного кислорода позволил

иметь с хорошей точностью и резонанс этих частот на старте на двигателях внутреннего кольца, и кратность 2 на финише на двигателях кольца внешнего с соответствующими последствиями. А ведь возбуждение процессов аналогичного типа при кратности хорошо известно в других областях техники!

Две отдельные строки в таблице 1 показывают, какой была бы частота гидроакустических осцилляций на двигателях внутреннего кольца перед взрывом, если бы они к тому времени не были бы отключены –  $f_n = 5.3 - 5.4$  Гц, что на  $\sim 25\%$  ниже, чем частота собственных упругих колебаний корпуса – 7 Гц, и какова была эта частота на двигателях внешнего кольца на старте –  $f_n = 3.9 - 4.0$  Гц – на 30 % выше, чем половина частоты упругих колебаний. Так что на этих режимах варианты «пого», противоположные реализуемым, были бы совершенно невозможны даже без каких-либо мероприятий по их подавлению.

И последнее, из всего вышесказанного следует, что если бы все же был проведен пятый пуск модернизированной ракеты Н1 с двигателями НК-33, то он бы завершился таким же взрывом, как и четвертый. Бог был не на стороне Советов в Лунной гонке.

### Выводы

1. Причиной катастрофического взрыва советской лунной ракеты Н1 на завершающем этапе разгона первой ступени в четвертом полете было возникновение автоколебательного процесса типа «пого» с гидроакустическими осцилляциями в линиях подачи кислорода в двигатели внешнего кольца.

2. Все 3 полета ракеты Н1, не завершившиеся взрывами прямо над стартовой позицией, оказались возможными только благодаря тому, что в ее линиях подачи кислорода к двигателям внутреннего кольца стояли демпферы, снижающие частоту гидроакустических осцилляций и, тем самым, подавляющие автоколебания типа «пого».

3. Аналогичные демпферы в линиях подачи кислорода к двигателям внешнего кольца не были установлены потому, что ни конструкторы ракеты, ни разработчики демпферов не понимали, что положительная обратная связь между двумя каналами колебаний, приводящая к «пого», возможна не только при резонансе частот, но и при их кратности.

4. Более того, эта мысль осталась, по-видимому, им недоступна вплоть до настоящего времени.

5. В связи с этим, очевидно, что если бы был проведен пятый пуск модернизированной ракеты Н1 с двигателями НК-33, то он бы завершился таким же взрывом, как и четвертый.

6. Постепенный переход жидкого кислорода в баке первой ступени от переохлажденного состояния к близкому к кипящему вследствие наддува бака горячим газом из газогенераторов двигателей способствовал более точному согласованию частот колебаний обеих каналов, что и вызвало, в итоге, катастрофическое развитие «пого» в линиях подачи кислорода в двигатели внешнего кольца на финише разгона первой ступени ракеты Н1.

### Ссылки

1. Н-1. Wikipedia // <https://ru.wikipedia.org/wiki/Н-1>
2. Apollo-11. Wikipedia // [https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo\\_11](https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_11)
3. 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](http://www.synerjetics.ru/article/big_blast.htm)
4. Б. Е. Черток – Ракеты и люди. Лунная гонка. Москва, «Машиностроение», 1999, 576 с. // [https://royallib.com/book/chertok\\_boris/kniga\\_4\\_raketi\\_i\\_lyudi\\_lunnaya\\_gonka.html](https://royallib.com/book/chertok_boris/kniga_4_raketi_i_lyudi_lunnaya_gonka.html)
5. 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>
6. История двигателя НК-33: в дело после 40 лет консервации. Vesti.ru, 05.11.2011 // <https://www.vesti.ru/article/2076445>
7. Союз-2 (семейство ракет-носителей). Wikipedia // [https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз-2\\_\(семейство\\_ракет-носителей\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз-2_(семейство_ракет-носителей))
8. Antares (rocket). Wikipedia // [https://en.wikipedia.org/wiki/Antares\\_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Antares_(rocket))
9. Ю. И. Лобановский – Причина аварии системы Starship в первом полете. Synerjetics Group, 05.10.2023, 20 с. // [http://www.synerjeti.cs.ru/article/starship\\_crash.htm](http://www.synerjeti.cs.ru/article/starship_crash.htm)
10. В. П. Мишин – Почему мы не слетали на Луну? Москва, «Знание», 1990, 64 с. // <https://epizodyspace.ru/bibl/znan/1990/12/12-pochemu.html>
11. ЖРД НК-33 (11Д111) и НК-43 (11Д112). Liquid Propellant Rocket Engines // <https://www.lpre.de/sntk/NK-33/index.htm>
12. A. Zak – Lost legacy of the Moon Race comes back to life. RussianSpaceWeb.com, March 14, 2025 // <https://www.russianspaceweb.com/nk33.html>
13. Ю. И. Лобановский – Почему бустер ракеты New Glenn совершил посадку только во втором полете? Synerjetics Group, 30.11.2025, 10 с. // [http://www.synerjetics.ru/article/NG\\_landing.htm](http://www.synerjetics.ru/article/NG_landing.htm)
14. А. Н. Кирилин, Н. П. Родин, С. А. Петренко и др. – Незабываемые космические программы, под ред. А. Н. Кирилина. Самара ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2013, 316 с. // [https://epizodyspace.ru/bibl/nezabyvaemye\\_kosmicheskie/nezabybaemye\\_kosmicheskie\\_programmy-2013.pdf](https://epizodyspace.ru/bibl/nezabyvaemye_kosmicheskie/nezabybaemye_kosmicheskie_programmy-2013.pdf)

15. В. В. Сычев, А. А. Вассерман, А. Д. Козлов и др. – Термодинамические свойства кислорода. Москва, Издательство стандартов, 1981, 304 с. // <https://nauca.ru/ref/Термодинамические-свойства-кислорода-ГСССД.pdf>
16. Борис Исаакович Рабинович. *Институт Космических Исследований (ИКИ РАН)* // <http://www.iki.rssi.ru/seminar/20100120/item.php>
17. B. G. Brooks, J. M. Grimwood, L. S. Swenson, Jr. – Chariots for Apollo: A History of Manned Lunar Spacecraft. Washington, D.C.: Scientific and Technical Information Office, NASA, NASA SP-4205, 1979, 558 p. // <https://ntrs.nasa.gov/citations/19790020032>
18. В. Ф. Рахманин – Переохлажденный кислород и проведение ЛКИ. Тридцать три года в ракетной технике: успехи, разногласия, конфликты. «Двигатель», 2015 – 2018 // [https://rvsn.ruzhany.info/0\\_2020/rakhmanin\\_114.html](https://rvsn.ruzhany.info/0_2020/rakhmanin_114.html)

Москва,  
02.02.2026

Ю. И. Лобановский