

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

Авиационная и ракетно-космическая техника **Проектирование, конструкция и производство** **летательных аппаратов**

Покровский С.Г., кандидат технических наук, директор ООО «Научно-производственное предприятие «Проект-Д»

ПОПАСТЬ НА ЛУНУ АМЕРИКАНЦЫ НЕ МОГЛИ

На основании анализа кинозаписи полета комплекса Сатурн-5-Аполлон в момент отделения первой ступени ракеты-носителя, показано, что набранная ракетой скорость существенно (на 800-1100 м/с) ниже необходимой по программе полета на данном участке траектории. А потому декларированная полезная нагрузка, необходимая для лунных экспедиций, не могла быть выведена к Луне.

ВВЕДЕНИЕ

Сомнения в реальности американских лунных экспедиций 1968-72 годов высказывались сразу после этих полетов. В значительной мере это связано с тем, что для иллюстрирования полетов было привлечено значительное количество фото- и киноматериала, снятого на Земле в съемочных павильонах в период предполетных тренировок. Несмотря на то, что скептики при анализе кадров повсеместно обнаруживают детали, противоречащие возможности их съемки на Луне, общая масса вовлеченного материала такова, что заключение о реальности-нереальности полетов по нему сделать технически невозможно. Для такого заключения необходимо скрупулезный анализ каждого из десятков или даже сотен тысяч снимков, иллюстрирующих американские экспедиции.

Но, кроме вопросов о том, как и что может или не может быть на «лунных» снимках, существуют еще и сомнения инженеров.

Сомнения инженеров в реальности полетов базируются на том, что американцы слишком быстро прошли путь от совсем слабых ракетных двигателей (в 1964 г. у США впервые появилась возможность вывода на орбиту тяжелых спутников весом 3-4 тонны) к рекордным по характеристикам двигателям. Причем после окончания «лунной эпопеи» кончилась и история этих рекордных двигателей. Они более нигде не использовались. Отсюда естественным образом вытекает логика поиска доказательств. Если характеристики двигателей намного хуже декларированных НАСА, то это должно отразиться на параметрах движения комплекса ракеты-носителя Сатурн-5 и космического корабля Аполлон. В корпусе кино- и фотодокументов лунных полетов присутствуют материалы полета ракеты на активном участке траектории, которые не могут быть приписаны павильонным съемкам. И среди них есть киноленты с записью полета вблизи точки отделения (ТО) первой ступени с характерным именно для ракет «Сатурн» срабатыванием твердотопливных тормозных двигателей, выглядящим как взрыв[1].

И именно этот «паспорт» ракеты-носителя «Сатурн» создает условия для проверки истинности декларированных НАСА характеристик ракеты.

Отделение первой ступени происходит на высоте 65-67 км при скорости 2360 м/с в системе отсчета, связанной с вращающейся Землей или 2750 м/с в абсолютной системе отсчета[2]. Отключаются 4 маршевых ЖРД Ф-1, происходит разделение ступеней и включаются 8

тормозных РДТТ первой ступени с тягой 39 т каждый. Время работы РДТТ 0.66 секунды. Струя тормозных РДТТ 1-ой ступени направлена по ходу ракеты.

Чуть раньше, за 0,2 с до разделения ступеней, включаются 8 РДТТ осадки топлива второй ступени. Следом подается команда на запуск водородных двигателей J-2 второй ступени. Через 2.4 с после отделения двигателя второй ступени выходят на номинальный режим.

Приводим фрагмент таблицы с данными по параметрам атмосферы в ТО, взятой нами из [3],

Таблица 1.

Параметры атмосферы на высотах 30-75 км.

| Высота, км | Температура в градусах | | Давление, кг/м ² | Плотность, кг/м ³ | Скорость звука, м/сек | Средняя длина свободного пробега, мм | |
|------------|------------------------|------------|-----------------------------|------------------------------|-----------------------|--------------------------------------|------------|
| | по Цельсию | абсолютная | | | | НАКА | Гриммингер |
| 30 | -55,0 | 218,0 | 120,1 | $1864 \cdot 10^{-5}$ | 296,0 | 0,0047 | 0,006 |
| 35 | -33,0 | 240,0 | 56,48 | $795 \cdot 10^{-5}$ | 310,6 | 0,011 | 0,014 |
| 40 | +3,7 | 276,7 | 29,35 | $358 \cdot 10^{-5}$ | 333,5 | 0,024 | 0,03 |
| 45 | +40,3 | 313,3 | 16,56 | $178 \cdot 10^{-5}$ | 354,9 | 0,05 | 0,07 |
| 50 | +87,0 | 350,0 | 9,970 | $96 \cdot 10^{-5}$ | 375,1 | 0,09 | 0,11 |
| 55 | +87,0 | 350,0 | 6,167 | $59 \cdot 10^{-5}$ | 375,1 | 0,15 | 0,18 |
| 60 | +87,0 | 350,0 | 3,820 | $36,6 \cdot 10^{-5}$ | 375,1 | 0,24 | 0,29 |
| 65 | +46,4 | 319,4 | 2,315 | $24,3 \cdot 10^{-5}$ | 358,3 | 0,36 | 0,46 |
| 70 | +15,9 | 288,9 | 1,335 | $15,5 \cdot 10^{-5}$ | 340,7 | 0,56 | 0,68 |
| 75 | -14,7 | 258,3 | 0,725 | $9,4 \cdot 10^{-5}$ | 322,2 | 0,92 | 1,06 |

Обращаем внимание, что ТО располагается в самой верхней части т.н. мезосферы. Это область повышенной температуры воздуха и, соответственно, повышенной скорости звука. Плотность воздуха здесь невысокая – масштаба 0.01-0.02% от плотности в приземной атмосфере, но не пренебрежимая. Длина свободного пробега молекул около 0.5 мм. А потому для крупных объектов, таких как ракета длиной 100 м и диаметром 10 м, здесь работают все законы газовой динамики.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ ЗАПИСИ

Ролик [1] – это кинолента в реальном времени, снятая при одном из полетов комплекса ракеты носителя Сатурн-5(в дальнейшем С-5) и космического корабля Аполлон-11(А-11). Длительность ролика по таймеру воспроизведения 30 секунд. Он содержит 726 кадров, что соответствует стандартной скорости съемки 24 кадра в секунду.



Фото1-а. Полет ракеты перед выключением двигателей первой ступени.



Фото 1-б. Полет ракеты через 4 кадра после выключения маршевых ЖРД первой ступени. Включены РДТТ осадки топлива, расположенные на второй ступени.

Начинается ролик кадрами движения ракеты с включенными двигателями (около 7 секунд – 165 кадров). В соответствии с описанием работы С-5[2], к этому времени один из 5 жидкостных двигателей (ЖРД) F-1 уже отключен, полет в последние секунды перед разделением ступеней выполняется на четырех ЖРД. При просмотре кадров ролика, тем не менее, не возникает ощущения, что светящийся факел создан периферийными, выходящими за габарит ракеты двигателями. Скорее всего, вопреки описанию, работает один ЖРД – центральный. Но в данной работе мы не будем настаивать на таком своем видении.

Перед разделением подается команда на выключение периферийных ЖРД. На кинокадрах отчетливо видно, что широкая струя дыма от работы двигателей – резко сжимается

Через 14 кадров наблюдается включение РДТТ осадки топлива, расположенных на 2-ой ступени.

При дальнейшем движении ракеты происходит срабатывание тормозных двигателей первой ступени. Кратковременный (за 0.66 секунды) выброс значительной энергии и значительного количества продуктов горения (около 1 тонны) – производит впечатление взрыва при разделении. В атмосфере распространяется ударная волна, вслед за которой с существенно сверхзвуковой скоростью в радиальном по отношению к траектории направлении расширяется хорошо видимое облако продуктов горения топлива РДТТ. Расширение облака взрыва в направлении движения приводит к тому, что облако полностью скрывает ракету.



Фото 2-а. Кадр непосредственно перед началом видимого роста облака «взрыва», связанного с работой РДТТ (188 кадр)



Фото 2-б. Начало образования облака «взрыва» (189 кадр)



Фото 2-в. Фронт УВ и облака продуктов работы РДТТ догоняет голову ракеты (192 кадр)



Фото 2-г. Работа РДТТ завершена. Дымовое облако отстает. (213 кадр)

Через 2 с лишним секунды после окончания работы РДТТ можно определить работу двигателей второй ступени. Она фиксируется по повышению яркости параболического следа (декорированного скачка уплотнения) перед отделившейся первой ступенью.



Фото 3-а. Фиксируется яркое свечение в зазоре между ступенями, свидетельствующее о работе двигателей 2-ой ступени. (266 кадр)



Фото 3-б. Зазор между ступенями увеличивается. Скачок уплотнения начинает терять яркость.



Фото 3-в. Зазор увеличивается еще больше. В промежутке между ступенями просматривается струя двигателей второй ступени.



Фото 3-г. Расстояние между ступенями становится значительным. Скачкообразно снижается яркость факела за 1-ой ступенью. Время – 13 сек. после включения РДТТ.

В дальнейшем происходит постепенное отставание первой ступени от головной части.

Необходимо сразу дать пояснения некоторым физическим процессам. В частности, наблюдающемуся усилению и ослаблению факела за первой ступенью.

Срабатывание РДТТ («взрыв») вызывает резкое торможение первой ступени и отлив остаточного топлива по пространству опустевших баков от турбонасосного агрегата и/или от выходных отверстий форсунок камеры сгорания. Остатки топлива в практически пустом баке представляют себе пену. И после окончания импульса, отбросившего их от трубопроводов, эта пена, по-видимому, снова занимает все пространство бака и поступает через не полностью перекрытые каналы к форсункам.

Начало работы двигателей второй ступени, струя которых врезается в плоскую голову первой ступени, приводит к аналогичному эффекту торможения ступени и отбрасыванию остатков топлива первой ступени вперед (**Фото 3-а,б**). Заметим, однако, что при еще ясно видимой струе двигателей второй ступени на **Фото 3-в** явно виден серьезный факел за первой ступенью. Отрицательное ускорение, создаваемое давлением скоростного напора газов двигателей второй ступени, недостаточно для того, чтобы топливо переместилось в головную часть баков первой ступени. А когда первая ступень удаляется приблизительно на 150-180 метров от второй, схлопывание «раздвинутой» ранее атмосферы – снова вызывает эффект сильного торможения первой ступени.

Скруплезный расчет, по-видимому, сможет показать, какую реальную тягу создавали двигатели второй ступени. Но это выходит за рамки задач данной работы.

ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ПО ОТСТАВАНИЮ ДЫМОВ

После окончания работы РДТТ в воздухе продолжает существовать аэрозольное облако, которое отстает от ракеты. На Фото 4 представлены 16 последовательных кадров от двух кадров, на которых облако еще позитивно развивается, и до момента ухода отставшего облака из поля зрения камеры.

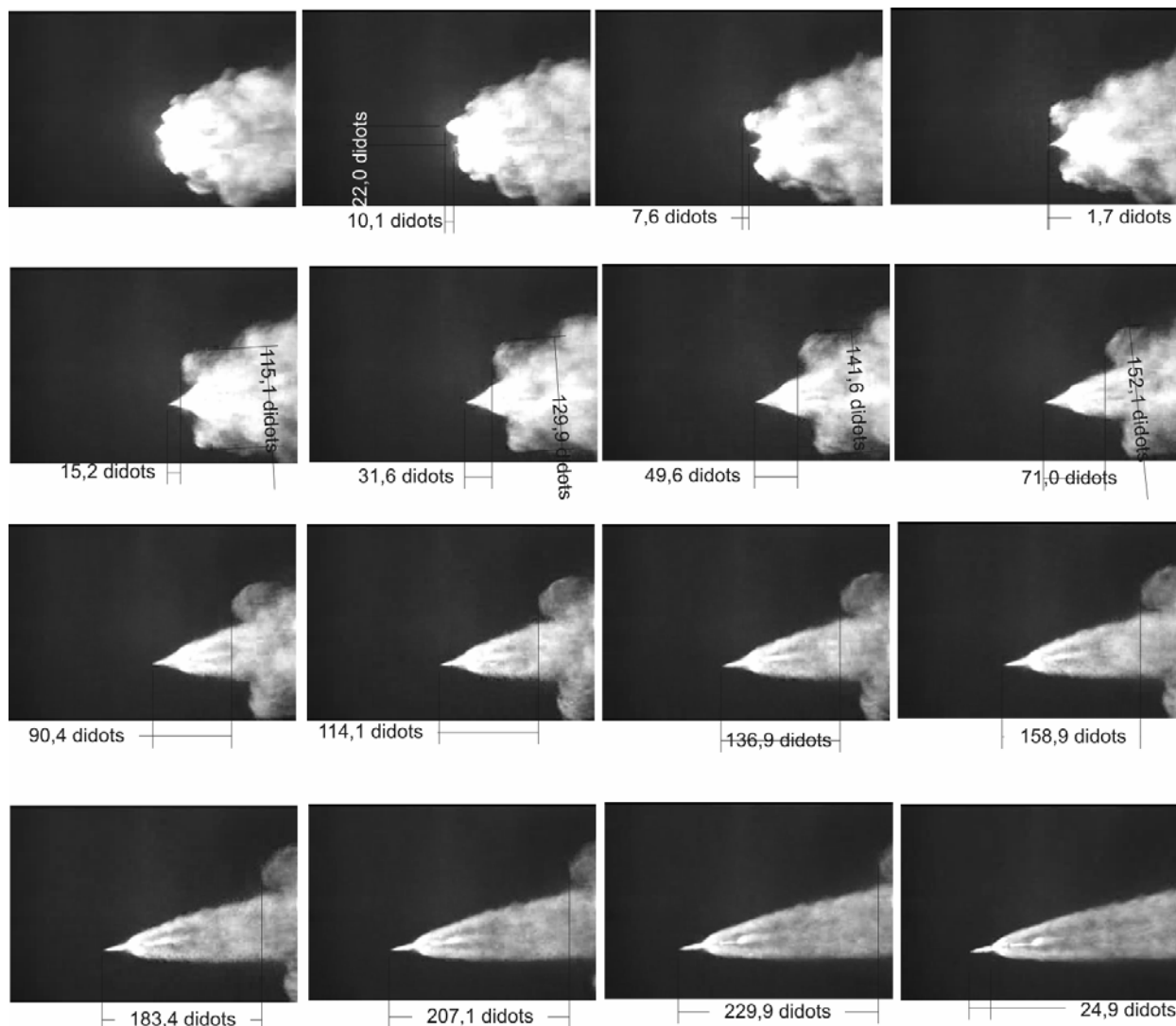


Фото 4. Отставание облака аэрозольных продуктов срабатывания РДТТ после завершения их работы. 210-225-ый кадры видеоролика. Номера кадров идут в строках слева направо, второй ряд начинается с 214 кадра, третий – с 218...

Очевидно, что в моменты, когда облако развивается и опережает нос ракеты, оно движется со скоростью не меньшей, чем скорость самой ракеты. В дальнейшем оно тормозится вплоть до повисания в неподвижном воздухе. Скорость отставания облака от ракеты при этом нарастает. Асимптотическим пределом этого нарастания является скорость самой ракеты.

Измерим удаление переднего фронта облака от носа ракеты. Расстояния будем соотносить с видимой на кадрах длиной головной части, которую примем 57.5 м. Полная длина ракеты 110 м (43 пикселя), первая ступень 42.5 м, около 10 м составляет длина т.н. иглы на носу ракеты, которая тонкая и, очевидно, не видна. Скорость считаем, исходя из стандартной скорости съемки 24 кадра в секунду. Результаты измерений и оценок скоростей удаления облака сведены в **Таблицу 2** и представлены на графике **Рис.1**.

Таблица 2.

Скорость удаления фронта аэрозольного облака дымов РДТТ

| № кадра | Удаление фронта облака (пикселей) | Удаление фронта облака (м) | Скорость удаления фронта (м/с) |
|---------|-----------------------------------|----------------------------|--------------------------------|
| 210 | - | - | - |
| 211 | -10 | -23 | 0 |
| 212 | -7.6 | -18 | 120 |
| 213 | 1.7 | 4 | 528 |
| 214 | 15.2 | 35 | 744 |
| 215 | 31.6 | 73 | 912 |
| 216 | 49.6 | 115 | 1008 |
| 217 | 71 | 164 | 1176 |
| 218 | 90.4 | 209 | 1080 |
| 219 | 114 | 263 | 1296 |
| 220 | 137 | 316 | 1272 |
| 221 | 159 | 367 | 1224 |
| 222 | 183.4 | 424 | 1368 |
| 223 | 207 | 478 | 1296 |
| 224 | 230 | 531 | 1272 |

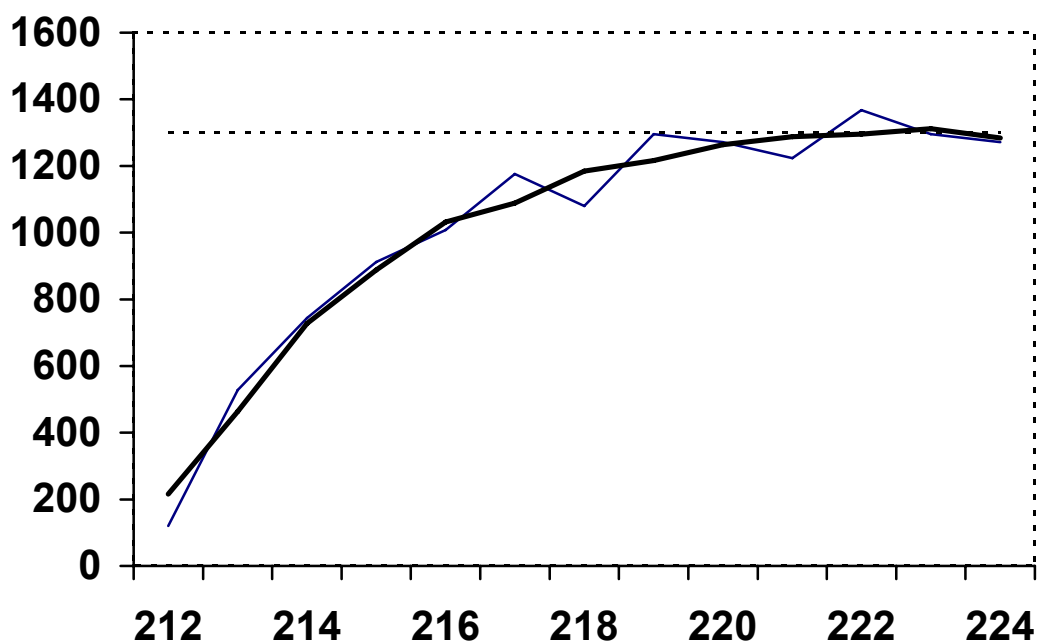


Рис.1. Скорость удаления фронта аэрозольного облака(м/с) по кадрам. На графике приведены кривая усреднения и асимптота $V=1300$ м/с.

Скорость отставания облака асимптотически возрастает до 1300 м/с, которая на 1100 м/с ниже заявленной НАСА скорости ракеты в ТО.

Совершенно ясно, что не существует никаких физических причин для того, чтобы облако аэрозоля асимптотически тормозилось до существенно сверхзвуковой скорости 1100 м/с относительно невозмущенного воздуха. Мы можем допустить расширение облака в направлении движения ракеты со скоростью, не превышающей скорости его радиального расширения.

ния. Например, к 219 кадру радиальная скорость расширения облака составляет 150-220 м/с и продолжает снижаться.

Таким образом, при допущении, что скорость съемки ролика 24 кадра в секунду, скорость, вычисленная по отставанию аэрозольного облака, составляет $V = 1300-1520$ м/с. Очевидно, диапазон должен быть расширен на величину погрешности измерения асимптотической скорости, не превышающей 100 м/с.

$$V = 1200-1600 \text{ м/с}$$

СКОРОСТЬ СЪЕМКИ

В предложенном измерении мы существенно опирались на то, что скорость съемки 24 кадра в секунду. Но, хотя это и соответствует числу кадров в ролике и таймеру ролика, мы не можем исключить фальсифицирующего редактирования записи. Полуторакратный недостаток скорости ракеты против верхнего предела выполненной нами оценки требует для своего объяснения допущения выборочного редактирования ролика от скорости съемки не менее 36 кадр/с. Существуют ли на ролике маркеры скорости съемки?

Время работы тормозных РДТТ.

В соответствии с описанием ракеты работа РДТТ длится 0.66 сек. На ролике явные признаки работы тормозных РДТТ появляются на 189 кадре. А на 211 кадре уже очевидно, что РДТТ не работают. Итого $210-188=22$ кадра.

Если камера работала со скоростью 24 кадра в секунду, то 0.66 с соответствует 16 кадрам. Однако, следует учесть время перемещения последней порции газов к переднему фронту облака «взрыва». Учитывая данные измерений из предыдущего пункта, а также радиус фронта облака не менее 50 м, следует считать, что последней порции газов пришлось преодолеть 130 метров до наиболее удаленной от двигателей точки на последнем кадре, фиксирующем позитивное развитие облака «взрыва». Относительная скорость газов на срезе сопла при номинальном режиме – около 2000 м/с. Конечная скорость на фронте облака – нулевая. Средняя – 1000 м/с. Пролет 130 м осуществляется за 0.13 с ~ 3 кадра. Реально же РДТТ имеют колоколообразный график давления в камере сгорания от времени. Под конец работы РДТТ давление существенно падает. Соответственно снижается и скорость газов на срезе сопла. И средняя относительная (относительно ракеты) скорость перемещения продуктов РДТТ к фронту облака вполне вероятно может быть ниже – около 500 м/с. Получающееся из покадрового анализа время работы РДТТ с учетом запаздывания перемещения последней порции газов к фронту облака на четверть секунды – выглядит вполне реалистичным в предположении скорости съемки 24 кадра в секунду.

Скорость же съемки 36 к/с, минимально необходимая для интерпретации результатов измерений скорости отставания дымов в пользу декларированной НАСА скорости ракеты, – находится в резком противоречии с имеющимися кадрами работы РДТТ. 2/3 с в таком случае соответствовали бы 24 кадрам, к которым необходимо было бы прибавить еще 6-10 кадров на подлет последней порции газов к фронту облака.

Зазор между выключением маршевых двигателей и включением РДТТ осадки топлива.

В полном соответствии со скоростью съемки 24 кадра в секунду, наблюдаемое начало изменения размера дымового факела от маршевых двигателей на 165 кадре – отстоит от видимого начала работы РДТТ осадки топлива (180 кадр) на 14-15 кадров = 0.6с.

Турбулизация аэрозольного облака.

На **Фото 4** аэрозольное облако, имевшее в радиальном направлении плоский фронт, с 216 кадра начинает менять конфигурацию – клубиться. Это физически возможно, если скорость движения стала меньше скорости звука. При условии, что скорость съемки равна 24 кадра в секунду, скорость радиального расширения облака между 215 и 216 кадрами оценивается в 330 м/с – на уровне или чуть меньше скорости звука на высоте разделения.

Данный, физический, маркер весьма точный. Даже повышение скорости съемки до 27 с^{-1} выводит нас на сверхзвуковой (в условиях ТО) режим, при котором турбулизация границы облака нереальна. Тем более, не может быть речи о скорости съемки 36 с^{-1} , минимально необходимой для обоснования заявленной НАСА скорости ракеты.

Интересно, что данный маркер работает ровно на тех же кадрах, по которым определялась и скорость ракеты. Т.е. никакие объяснения использованием «редакторских ножниц» здесь уже не возможны.

ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ПО УГЛУ КОСОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ

Помимо измерений, требующих знания скорости съемки, сверхзвуковые движения позволяют пользоваться маркерами скорости, не зависящими от скорости съемки. При движении тел со сверхзвуковыми скоростями, формируются поверхности резкого изменения свойств газовой среды. При сравнительно небольших скоростях в пределах 1-2 скоростей звука ($M=1-2$) такой поверхностью является поверхность т.н. конуса Маха. На **Фото 5** приведен снимок летящего снаряда (из первых классических фотографий, выполненных Махом).



Фото 5. Летящий со сверхзвуковой скоростью снаряд. Расходящиеся в стороны «усы» – скачки уплотнения воздуха, приобретающие на некотором расстоянии от тела конусообразную форму. Перед тупой головной частью виден прямой скачок уплотнения.

Поверхности сильного изменения параметров воздуха обычно не видны. Но в ряде случаев соответствующего освещения или при наличии декорирующих скачки частиц, они становятся различимы. В случае Сатурна-5 скачки уплотнения декорируются аэрозольными частицами, выбрасываемыми вместе с газами тормозных РДТТ.

Перед поверхностью, имеющей плохую аэродинамическую форму, формируется т.н. «прямой скачок уплотнения». Если же тело заострено, то около него при скоростях $M > 2$ образуется «косой скачок уплотнения». Теория косоугольного скачка уплотнения при обтекании клина неплохо разработана. На Рис. 2 приведена схема системы углов и скоростей из классического учебника Лойцянского[5]. Поток воздуха набегаем со скоростью V_1 , направленной вдоль оси Ox . Клин с углом θ , называемым углом поворота потока, изменяет направление движения линий тока. Вдоль линии OC образуется перпендикулярная плоскости рисунка поверхность разрыва свойств – косоугольного скачка уплотнения, образующая с осью Ox угол β .

Могут быть получены уравнения, связывающие углы θ и β с числом Маха в набегающем потоке M_1 . Результаты решения уравнений представляются в форме номограмм.

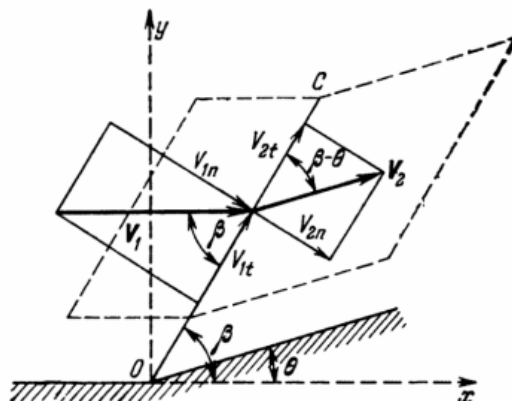


Рис.2 Схема углов и составляющих скоростей при обтекании клина и формировании косога скачка уплотнения [5].

Движение ракеты с конусообразным обтекателем, – вполне аналогично случаю клина. Угол клина – соответствует половине угла конусообразного обтекателя. В конкретном случае ракеты Сатурн-5-Аполлон мы можем просто измерить угол этого конуса по фотографии (**Фото 6**).



Фото 6. Измерение угла переходника от корабля Аполлон к ракете-носителю Сатурн-5.

На фото представлены измеренные в пикселях линейные размеры: высота ракеты вместе с иглой (110 метров) и диаметр бака второй ступени (10.1 м). Хорошее (в пределах 5%) соответствие отношений вертикального и горизонтального размеров конструкционному показывает, что угол конуса переходника практически не искажен при съемке.

А угол косога скачка уплотнения, возникающий в полете, хорошо поддается измерению по фотографии полета Аполлона-11 в точке отделения, снятой с самолета и опубликованной в книге «Full Moon» [4]. По этой же фотографии можно определить, насколько искажен угол переходника, – за счет того, что угол зрения на ракету не совсем прямой. Искажение здесь имеется, но также незначительное.

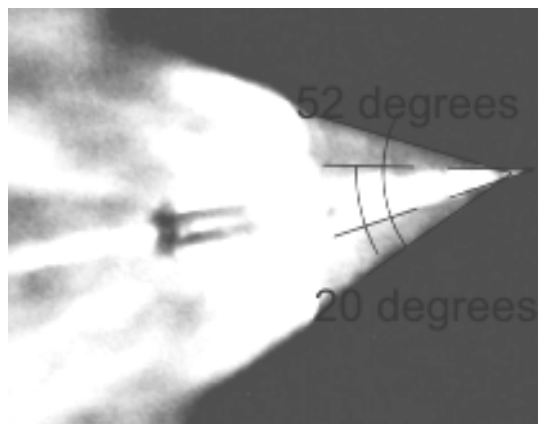


Фото 7. Угол обтекателя и полный угол конуса косоугольного скачка уплотнения при полете космического корабля Аполлон-11 в точке отделения первой ступени. Из [4].

Учет искажения в пределах 10-15% дает половину угла косоугольного скачка уплотнения не менее 22.5 градусов.

Гораздо более существенные искажения, связанные с трехмерностью движения ракеты, возникают на киноролике. Из сопоставления видимых на кинокадрах длины и диаметра ракеты получена величина искажения тангенса угла, составляющая 0.65-0.75.



Тем не менее, как видим, углы скачка уплотнения неплохо несколько раз повторяются. Учет коэффициента искажения приводит нас в тот же диапазон углов полураствора конуса 23-26 градусов. На графике из [5] явно видно, что при таких углах β число Маха набегающего потока оказывается в пределах 3-4.

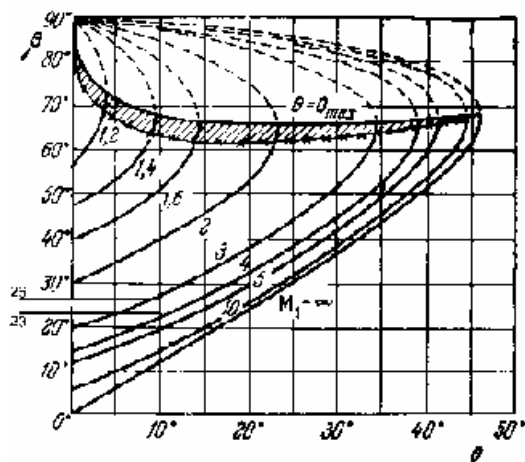


Рис.3. График зависимости угла скачка уплотнения от угла отклонения потока. Слева от оси ординат вынесены метки углов скачка уплотнения 23 и 26 градусов. Линии, продолженные от этих меток, показывают, что диапазон скоростей набегающего потока находится в пределах 3-4 Мах.

Для более точного определения чисел Маха ракеты воспользуемся номограммой из [6]. Из измерений по номограмме получаем диапазон числа Маха 3.1-3.85 и диапазон скоростей 1100-1350 м/с (скорость звука в ТО около 350 м/с).

Нельзя исключать, что разделение ступеней происходило в реальности на несколько меньшей высоте. Скорость звука в мезосфере мало отличается между высотами 40-65 км. На высоте 50-60 км скорость звука (см. табл. 1) максимальна и составляет 375 м/с, и тогда диапазон допустимых скоростей ракеты возрастает еще приблизительно на 100 м/с. Итого:

$$V=1100-1450 \text{ м/с}$$

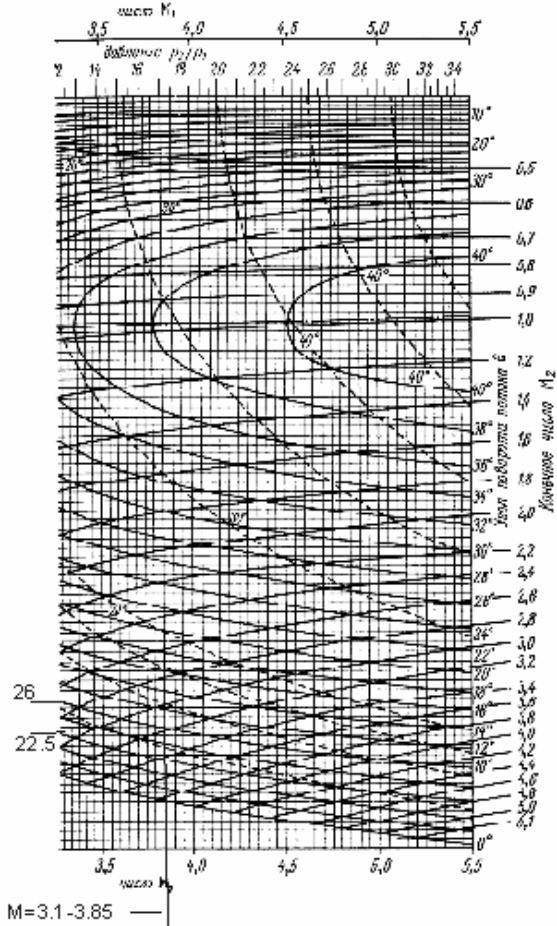
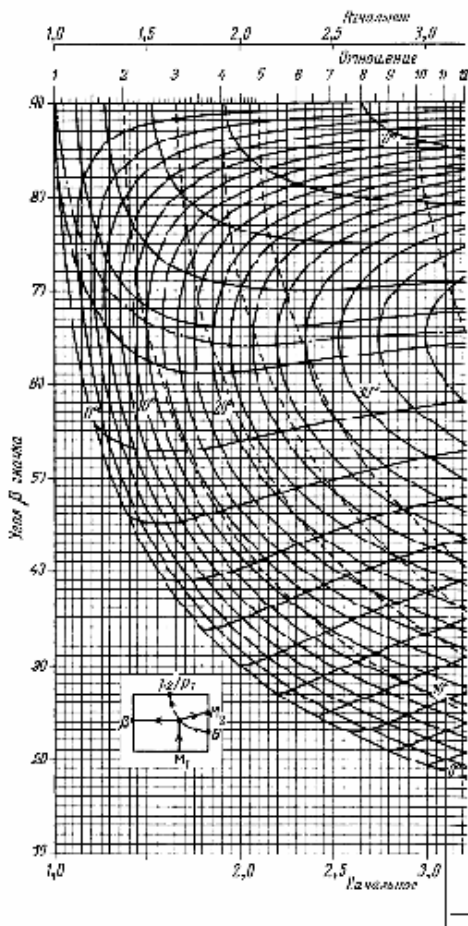


Рис.4. Оценка числа Маха набегающего на Сатурн-5-Аполлон-11 потока воздуха по номограмме [6].

В разрыве между двумя половинками номограммы вынесены углы косоугольного скачка уплотнения 22.5 и 26 градусов. Вниз вынесен диапазон чисел Маха потока, получающегося для обтекания ракеты при угле косоугольного скачка уплотнения $\beta=22.5-26^\circ$ и угле поворота потока $\theta=9.5^\circ$. Диапазон скоростей составил 3.1-3.85 М, что на высоте ТО соответствует 1100-1350 м/с.

Если ТО располагалась несколько ниже декларированной (ок.60 км), то оценка допускает скорости до 1450 м/с.

Отметим, что ошибки в определении угла конуса скачка уплотнения не сильно влияют на увеличение скорости набегающего потока. Если бы угол конуса был 21.5 градуса, то оценка числа Маха выросла бы всего до 4. Для того, чтобы получить скорость масштаба 7 Мах (2.4 км/с), как хорошо видно из графика **Рис.3**, угол конуса косоугольного скачка должен был бы оказаться около 18 градусов. На **Фото 9** приведена интерферограмма косоугольного скачка уплотнения

на клине с таким же углом отклонения потока, как и у головной части Сатурна-5-Аполлона. И при тех же числах Маха, которые декларированы НАСА.

Угол на интерферограмме получается строго равным тому, который определяется из номограмм. И не имеет ничего общего с углами скачков уплотнения на фотографиях (кинокадрах) полета ракеты.

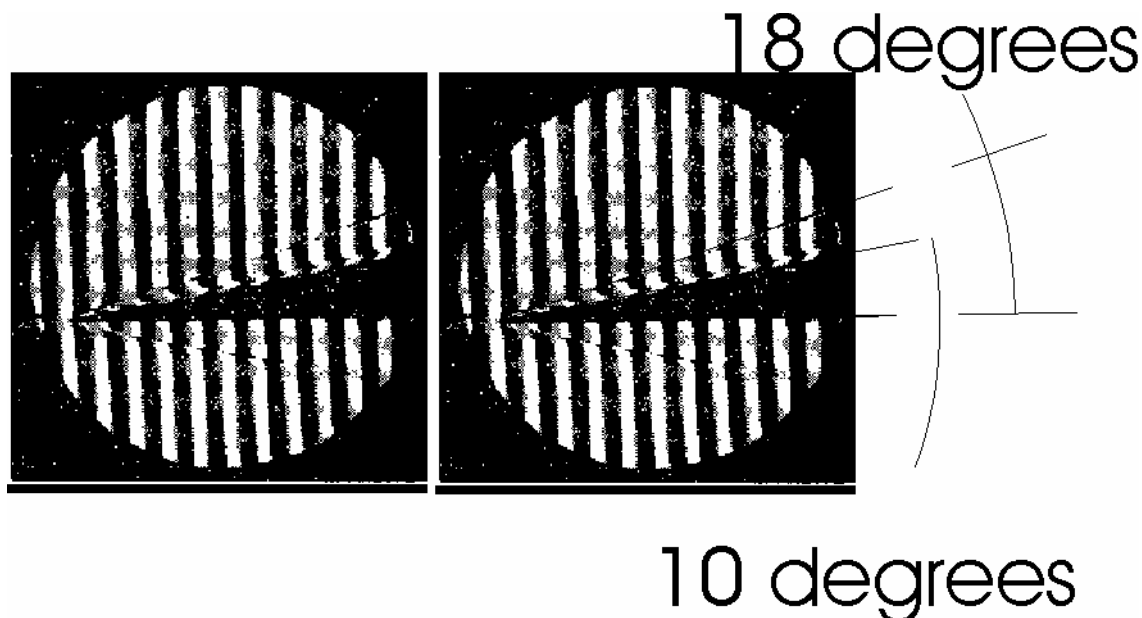


Фото 9. Интерферограмма обтекания потоком воздуха клина с углом 10° при числах Маха в пределах 7-9 (по тексту из источника). [7] Правая интерферограмма есть копия левой, на которой проведены размерные линии для определения углов. Угол наклона косога скачка уплотнения 18° .

ОЦЕНКА СКОРОСТИ ИЗ БАЛАНСА ЭНЕРГИИ

Возникновение и продолжительное движение широкого облака аэрозоля вместе с ракетой создает возможность оценки скорости по энергетическому балансу.

Движение облака со сверхзвуковой скоростью через невозмущенный воздух автоматически требует выполнения определенных требований к такому движению. Для того, чтобы дымовые частички могли в течение времени работы РДТТ находиться на уровне головы ракеты, движущейся со сверхзвуковой скоростью, все молекулы воздуха, которые оказываются на пути фронта дымового облака (и ударной волны, несущей частицы этого облака), обязаны оказаться в этой УВ и оказаться ею разогнанными до скорости УВ. Т.е. до скорости не ниже скорости ракеты. Последовательно, слой за слоем. Воздушные молекулы, оказавшись вовлеченными в движение в первом приближении плоской УВ, уступают свое место во фронте новым молекулам, а сами постепенно отстают от УВ, термализуются. Энергия теплового движения этих отставших молекул расходуется на излучение и на поддержание радиального расширения дымового облака.

Существенным при высоких скоростях является излучение на фронте ударной волны-фронте аэрозольного облака.

В самом общем виде неравенство энергобаланса выглядит простым образом:

$$E_k^{возд} + i(M) < E_k^{газов} + i_{газов} - Q_{излуч}$$

В левой части, не ухудшая строгости неравенства, можно подставить тепловую энергию воздуха в виде $M_{возд} c_v \cdot T(M)$. В правой части энтальпией газов можно пренебречь, поскольку она в основном уже учтена в кинетической энергии. В расширительной части сопла скорость потока возрастает для твердотопливных двигателей приблизительно с 900 м/с до 2000 м/с – как раз за счет использования запаса энтальпии. Более того, типичная исходная температура

газов в камерах сгорания твердотопливных двигателей имеет величины 1600-1700 К, что ниже, чем за фронтом облака на декларированной НАСА скорости ракеты 7М(2600 К). Остывший к срезу сопла газ оказывается холоднее фронта приблизительно до скорости ракеты(и фронта облака) 4,5-5 Мах(1100-1300 К).

Пусть радиус головного фронта облака равен r , тогда за время работы РДТТ τ в движение со скоростью ракеты V окажутся последовательно вовлечены молекулы атмосферного воздуха с плотностью ρ общей массой

$$M_{\text{возд}} = \pi \cdot r^2 \cdot V \tau \rho$$

Суммарная кинетическая энергия этих молекул составит

$$E_{\text{возд}} = \frac{1}{2} M_{\text{возд}} V^2$$

Нагрев воздуха в скачке уплотнения оцениваем по стандартной формуле для прямого скачка уплотнения:

$$\frac{T(M)}{T_0} = \frac{[(\alpha - 1) + M^2] \cdot [(\alpha - 1) \cdot M^2 - 1]}{\alpha^2 \cdot M^2}$$

где $\alpha = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}$,

M – число Маха фронта облака по отношению к невозмущенному воздуху.

Начальная кинетическая энергия газов на срезе сопла равна

$$E_{k0}^{\text{газов}} = \frac{1}{2} M_{\text{газов}} (V + V_{\text{отн}})^2$$

но эта начальная кинетическая энергия не может быть полностью использована для разгона воздуха на фронте облака. Как только газы снижают свою скорость до скорости фронта (скорости ракеты), они перестают достигать фронта облака. Поэтому величину кинетической энергии, которая используется на разгон молекул воздуха на фронте, следует оценить как:

$$E_k^{\text{газов}} = \frac{1}{2} M_{\text{газов}} [(V + V_{\text{отн}})^2 - V^2] = M_{\text{газов}} (V \cdot V_{\text{отн}} + \frac{1}{2} V_{\text{отн}}^2)$$

Поэтому неравенство приобретает вид

$$\frac{1}{2} \pi \cdot r^2 \tau \rho \cdot [V^3 + \frac{5 \cdot VR(T(M) - T_0)}{\mu}] < M_{\text{газов}} (V \cdot V_{\text{отн}} + \frac{1}{2} V_{\text{отн}}^2) - Q_{\text{излуч}}$$

Молярная теплоемкость воздуха $2.5R$.

R – универсальная газовая постоянная 8.314 Дж/моль·К

$\mu=0,029$ кг/моль – средняя масса моля атмосферного воздуха

T_0 – температура воздуха на высоте отделения ступени.

Потери энергии на излучение учтем из следующих соображений. Основной вклад в излучение приходится на субмикронные частички сажи, сопровождающие фронт. Излучение частичек сажи в заднюю полусферу фронта аэрозольного облака – практически компенсируется встречным излучением частичек сажи в отставших слоях. Поэтому мы учтем только половину полного излучения этих частичек. Реально излучают частички во всем объеме аэрозольного облака. Но при высокой оптической плотности аэрозоля до поверхности доходит излучение только из узкой приповерхностной части. Которую в первом приближении можно рассматривать как излучающую плоскость. Получаем кубическое неравенство относительно скорости ракеты V с параметром r – радиусом фронта облака, оцениваемом из кинокадров. Неравенство решаем численно методом простых итераций для различных значений радиуса.

Учитывая неопределенность высоты точки отделения 65-67 км[2] и возможность несоответствия декларированной ТО реальности, вычисляем максимально возможные скорости для различных высот.

Таблица 3.

Максимально возможные скорости ракеты, исходя из энергетического баланса между энергией газов РДТТ без учета затрат энергии на радиальный разлет и энергии на излучение в радиальном направлении.

| Радиус фронта облака м | Максимальная допустимая скорость ракеты м/с | | |
|------------------------|---|---------|---------|
| | H=60 км | H=65 км | H=67 км |
| 50 | 1500 | 1697 | 1780 |
| 60 | 1315 | 1501 | 1584 |
| 70 | 1176 | 1347 | 1427 |

Радиус фронта облака является несколько неопределенным и зависящим от оценки его границ. Ниже на фотографиях приводятся диаметры фронта в пикселях. Длина ракеты 43 пикселя. Коэффициент уменьшения линейных размеров берется по его нижней границе, 0,65, определенной из сопоставления длины ракеты с ее диаметром по кино съемке.

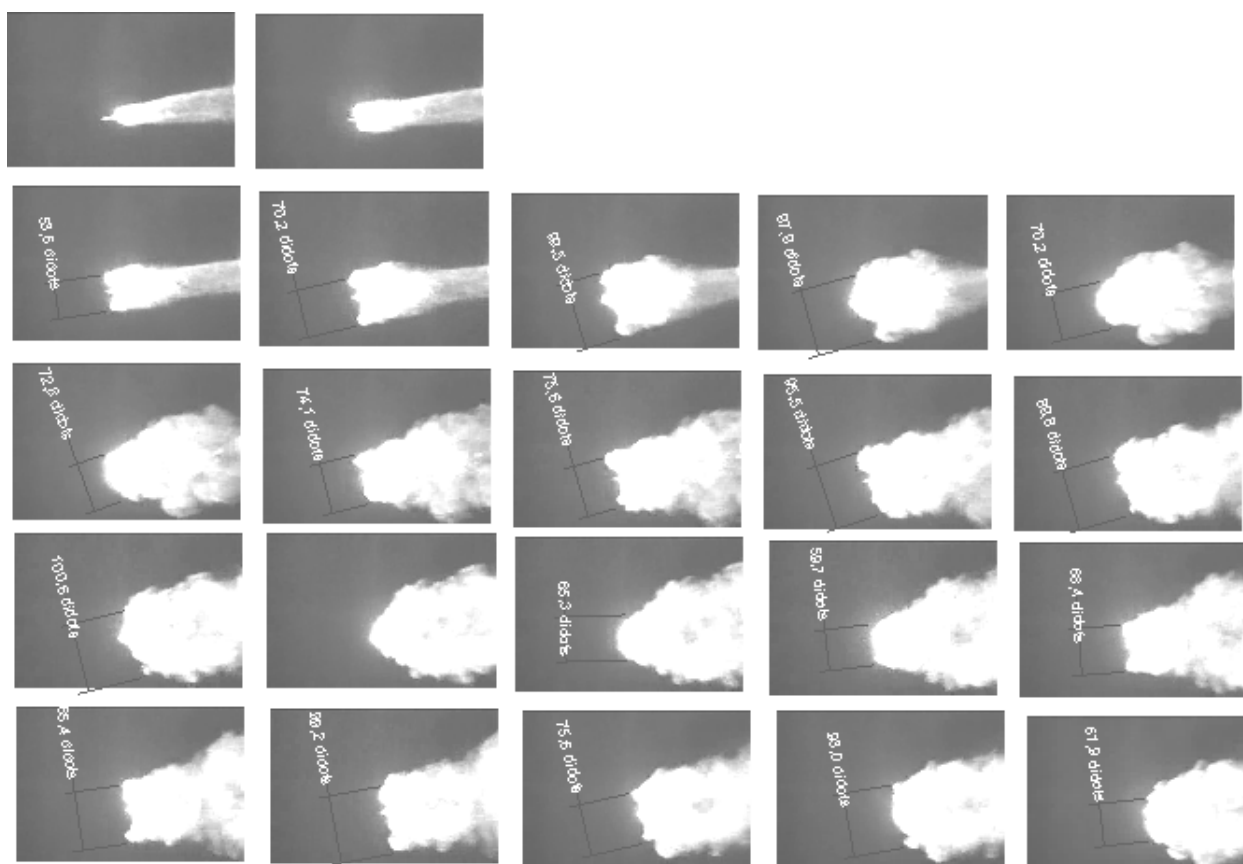


Фото 10. Диаметры фронта аэрозольного облака. Кадры 189-210. Средний радиус фронта облака, начиная со 192 кадра, 60 м.

При наших, представляющихся заниженными, оценках средний за время «взрыва» радиус фронта аэрозольного облака со 192 по 210 кадры, оказывается 61 ± 3 м. Для этого радиуса:
 $V < 1.58 \text{ км/с}$

Таким образом, даже без учета потерь энергии на излучение и на разгон воздуха в радиальном к траектории направлении, энергетика газов РДТТ при заявленной НАСА скорости ракеты оказывается недостаточной для того, чтобы облако взрыва имело зафиксированные на кинокадрах размеры. Иначе: из размеров реально наблюдаемого облака при декларированных данных об энергетике и времени срабатывания РДТТ следует, что скорость ракеты не превышает 1.6 км/с на высоте точки отделения 67 км.

ВЫВОДЫ

Кинозапись полета Сатурн-5-Аполлон-11 в районе точки отделения первой ступени ввиду специфичного для РН Сатурн-5 использования РДТТ, создающих дымовое облако, позволяет оценить реальную скорость ракеты-носителя. Она оказывается существенно (от 800 до 1000 м/с) ниже заявленной в документах НАСА. Оценки получены по трем независимым взаимно проверяющим друг друга методикам. И в основных выводах совпадают.

В условиях проекта полета 1 м/с характеристической скорости соответствовал приращению полезной нагрузки в количестве 15 кг[2]. Даже с учетом нелинейности зависимости полезной нагрузки от характеристической скорости при больших отличиях ее от расчетной, можно утверждать, что ракета-носитель не обеспечила вывода на траекторию полета к Луне не менее 10 тонн полезной нагрузки. Что полностью исключает декларированный НАСА формат лунных экспедиций 1969-72 годов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. http://www.stmms.org/apollo11_launchclip03.mpeg
2. *Шунейко И.И.* Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики SATURN V APOLLO// Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение. М. 1973.
3. <http://www.epizodsspace.narod.ru/bibl/ley/leypr2.html>
4. Michael Light. Full Moon. London: Jonathan Cape – 1999. – All photographs courtesy National Aeronautics and Space Administration.
5. *Лойцянский Л.Г.* Механика жидкости и газа: Учеб. Для вузов. – 7-е изд., испр. – М. Дрофа, 2003, – 840 с.
6. *Липман Г.В., Пакет А.Е.* Введение в аэродинамику сжимаемой жидкости.-М.:ИЛ,1949. Цитируется по [5].
7. *Эртель Х.* Измерения в гиперзвуковых ударных трубах. В сб. Физика быстропротекающих процессов. Перевод под ред. Златина Н.А. III том. – М.: Издательство «Мир», 1971-360 с.