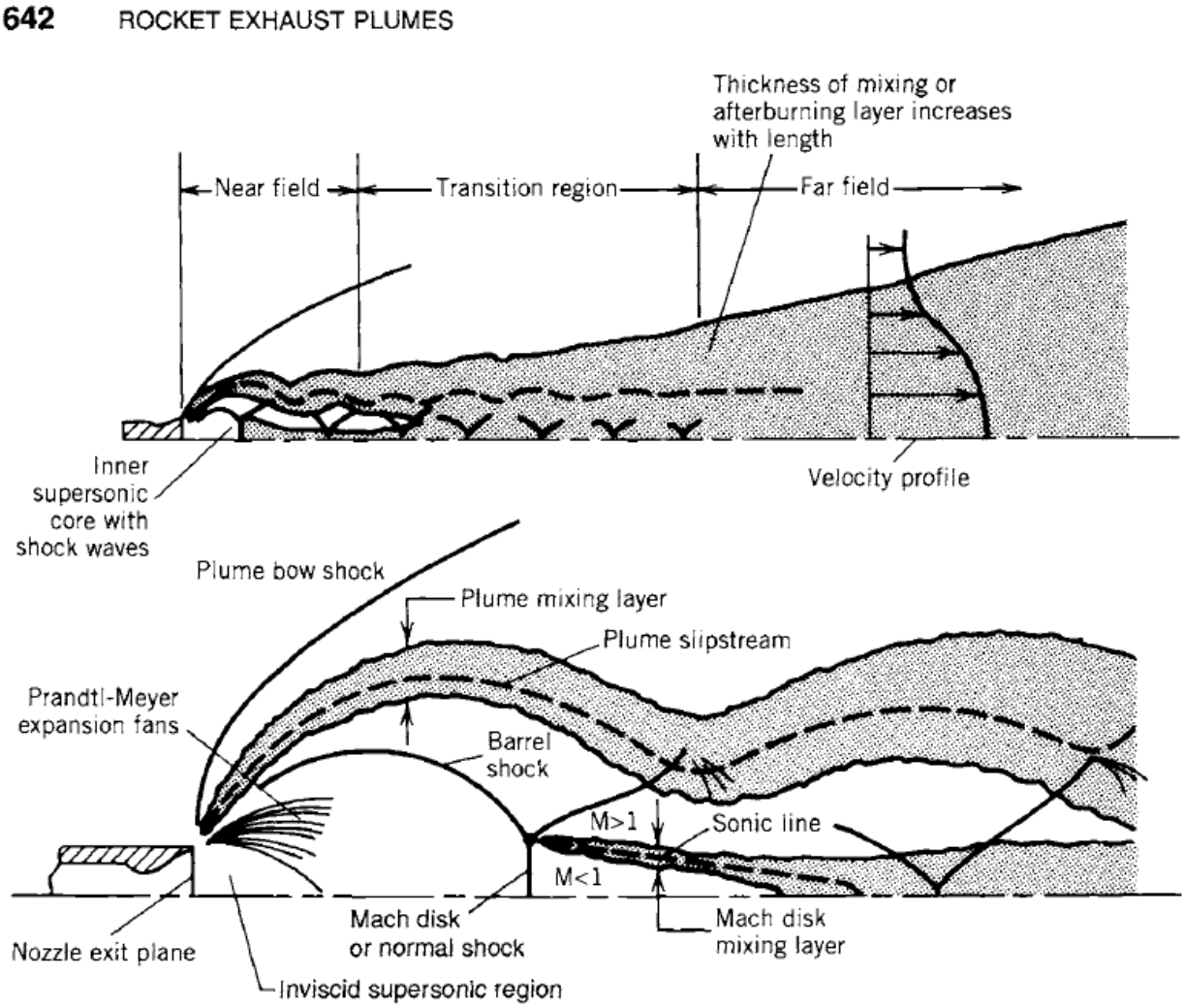
Определение параметров 1-й ступени ракеты Сатурн-5

1. *Определение тяги двигателя F-1*

Структура пламени определяется следующей схемой **[1]**:



Для анализа пламени используем бочкообразный скачок уплотнения (Barrel Shock), в котором кислород из окружающего воздуха сгорает турбулентно с углеродосодержащими компонентами, не успевающих сгорать в КС двигателя (CO, CH_2, окисляющихся кислородом атмосферы до CO_2, H_2O). Внутри области, за скачком, пламя невидимо. Bow shock – головной скачок уплотнения.

Это и есть ядро пламени выхлопных газов двигателя, которое можно видеть на фото и киносъемке.

Воспользуемся геометрическим подобием пламен разных двигателей, поскольку такое пламя представляет собой поток горячих газов, который однозначно определяется параметрами двигателя.

Пламя на небольшой высоте имеет не такие большие размеры по сравнению с тем, какие оно приобретает на больших высотах, что может затруднять сравнение. Кроме того, пламя на больших высотах может быть снято под разными углами, что тоже может затруднять такое сравнение.

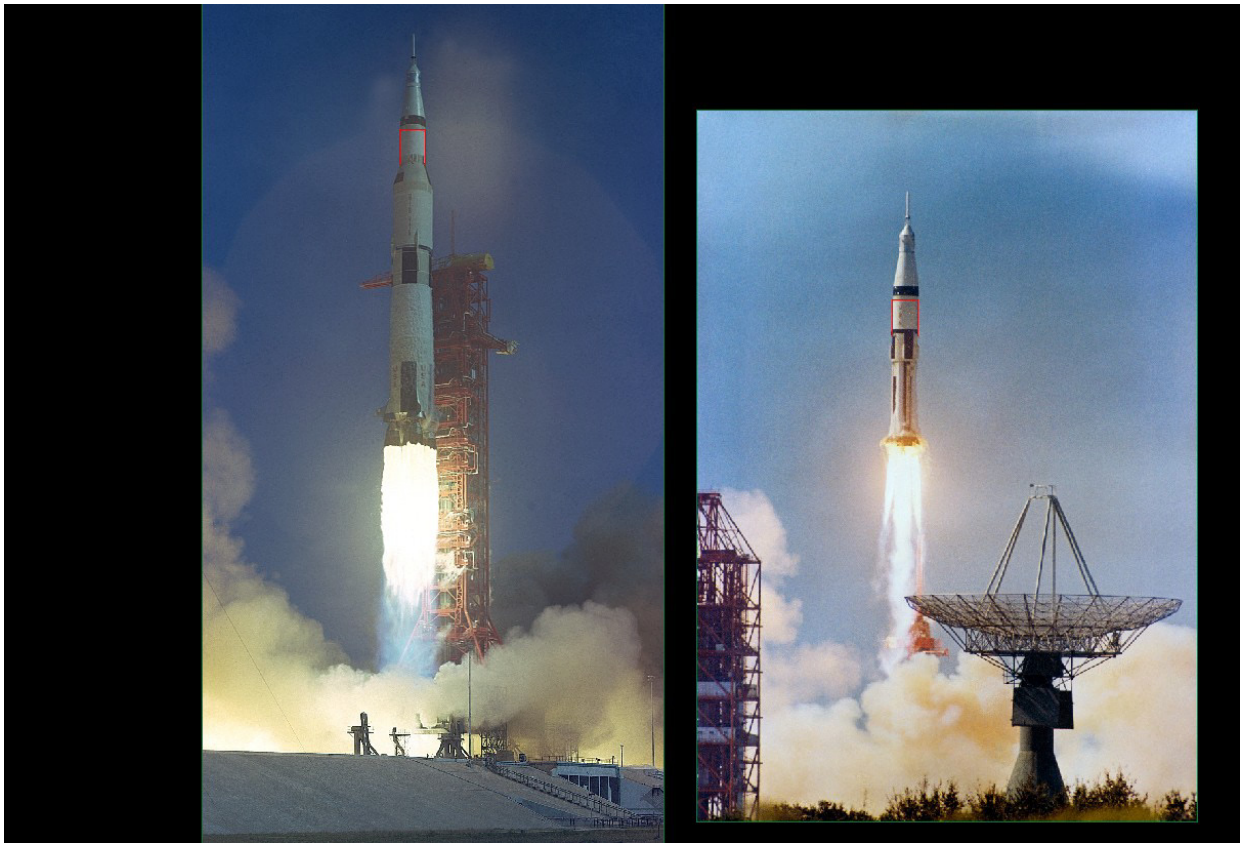
Поэтому используем снимки, на которых запечатлена работа двигателей на небольшой высоте, когда ракеты еще не успели подняться на большую высоту.

Итак, используем снимки:

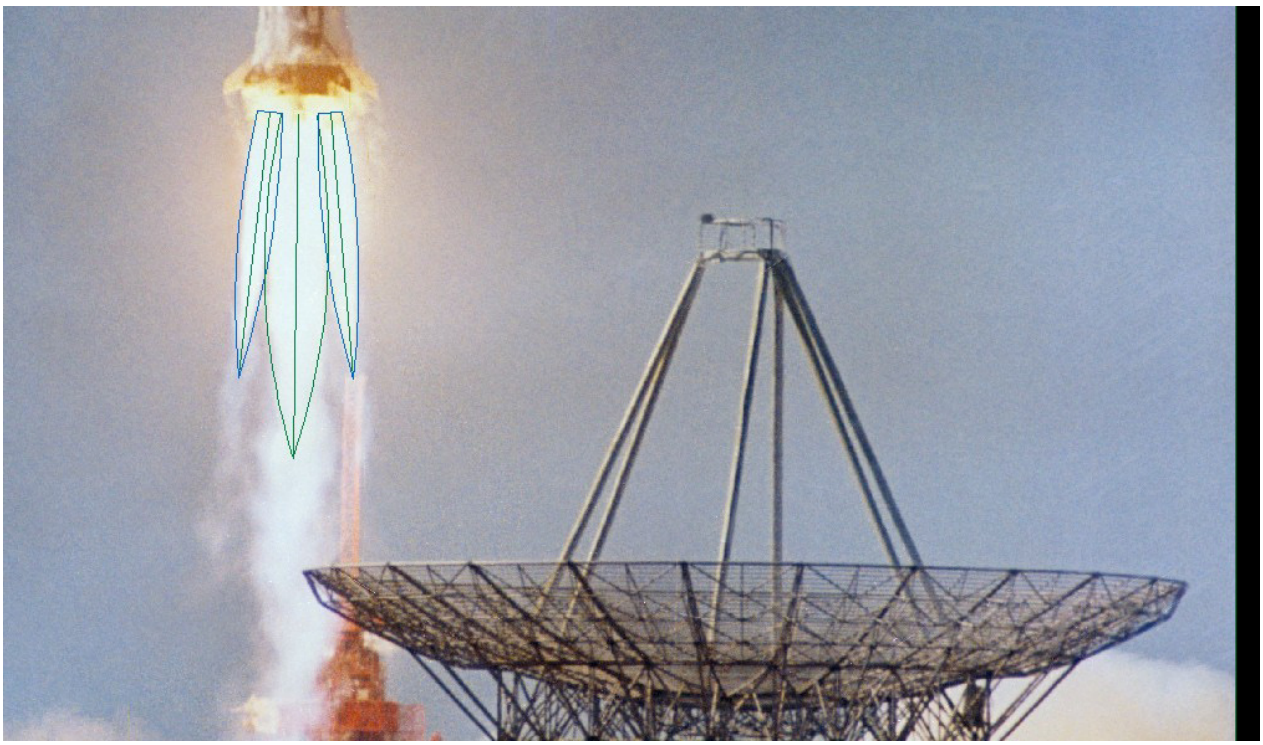
1. взлет AS-506 (Аполлон -11), **[4]**

2. взлет AS-205 (Аполлон-7), **[5]**

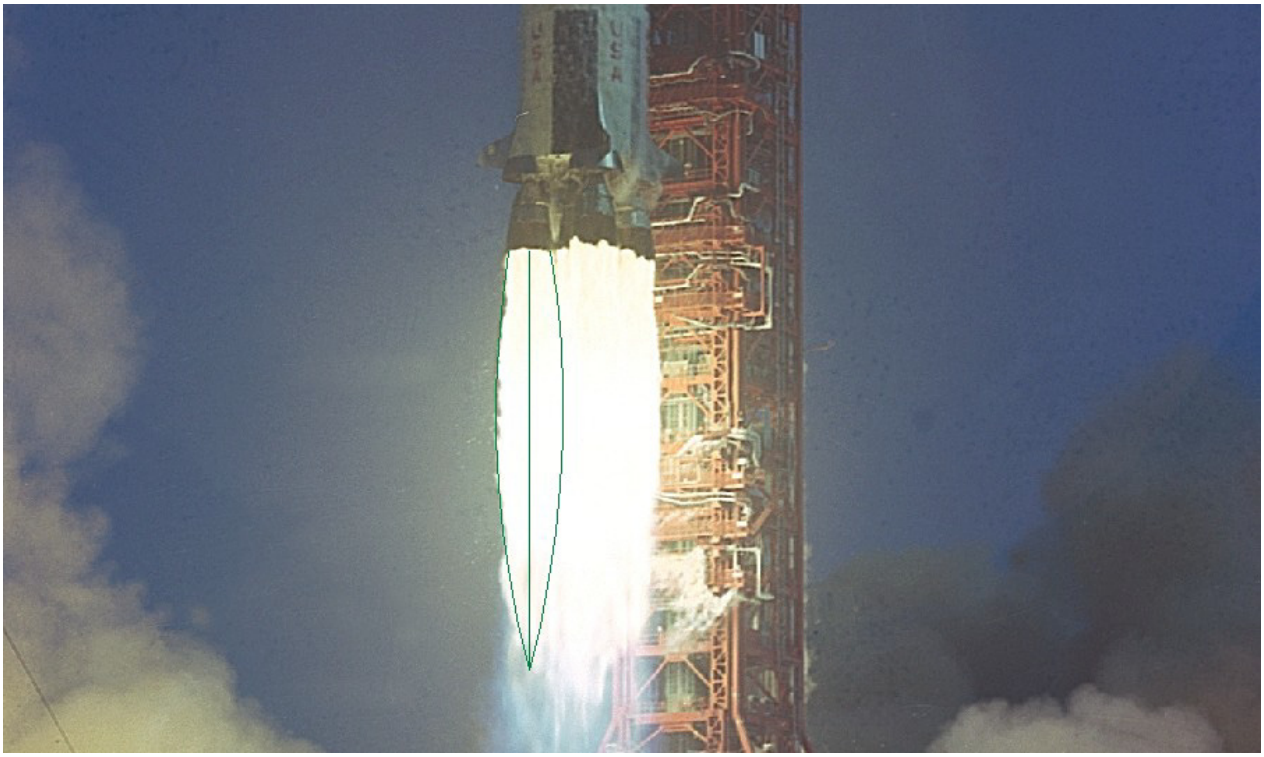
Для сравнения воспользуемся тем фактом, что диаметры 3-й ступени Сатурна-5 и 2-й ступени Сатурна-1Б были одинаковы. Масштабируем снимки таким образом, чтобы эти размеры были бы одинаковы (одинаковые размеры выделены красными линиями).



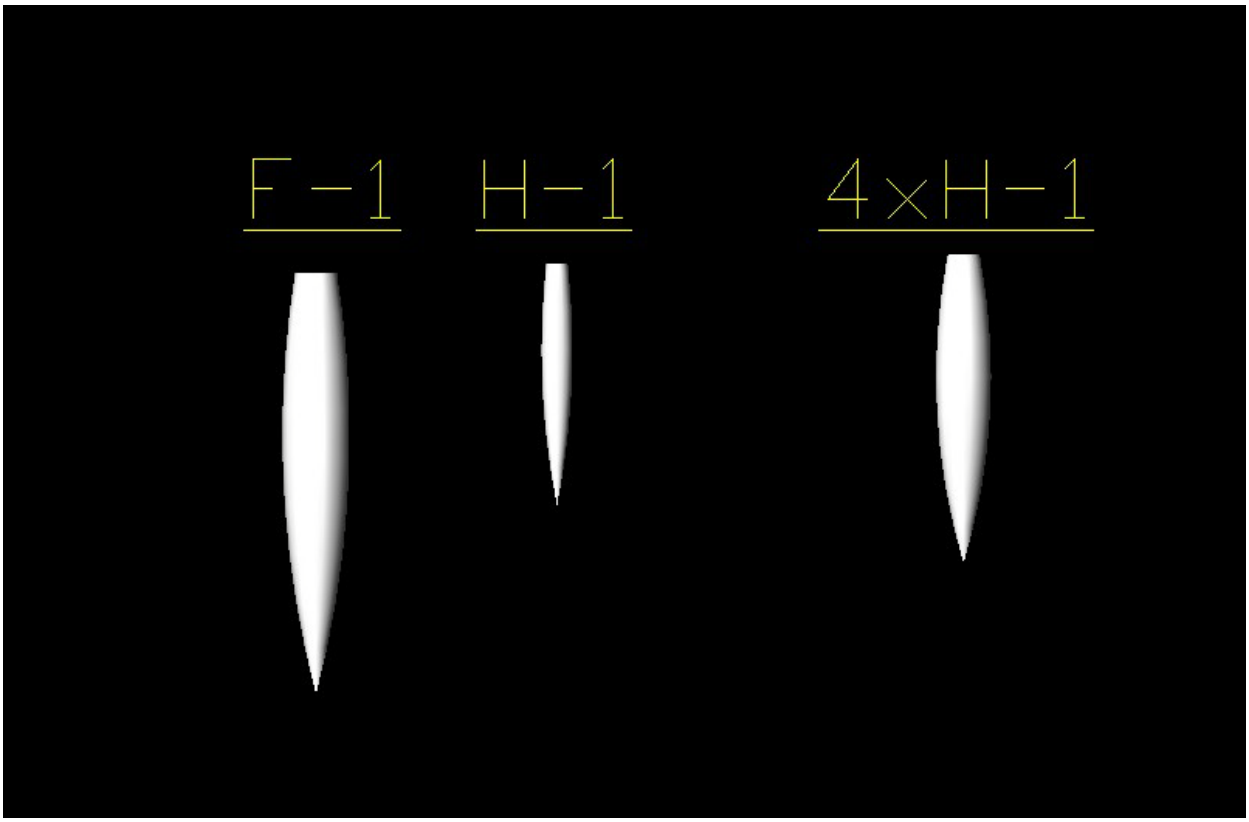
Поскольку периферийные двигатели 1-й ступени Сатурна-1Б установлены под углом 6 градусов от центральной линии ракеты, пламя отдельного двигателя выделяется из общего потока, и может быть использовано для геометрического анализа. Используем также (для проверки) суммарное пламя четырех центральных двигателей этой ступени, которое по объему должно составлять примерно столько же, сколько и суммарный объем пламен четырех отдельных двигателей.



Для определения подобного размера ядра пламени двигателя 1-й ступени Сатурна-5 используем видимую огибающую ядра пламени и видимый размер сопла двигателя, по которому определим центральную линию такого ядра.



Вычислим условный (приведенный к одному масштабу) объем тела вращения, представляющего собой ядро пламени. Вычисления выполним для пламени одного двигателя Н-1(1-я ступени Сатурна-1Б), для четырех таких двигателей и для двигателя F-1(1-я ступень сатурна-5).



Тела вращения построены в программе AutoCAD. AutoCAD позволяет вычислить объем любого произвольного тела (команда massprop).

Итак, имеем значения объема: (1)

1. один двигатель H-1 = 4,8
2. четыре двигателя H-1 = 19,2
3. один двигатель F-1 = 38,9

Проверим, 4,8 x 4 = 19,2 , то есть объем тела вращения для четырех двигателей H-1 совпадает с объемом суммарного пламени от находящихся близко друг от друга центральных двигателей.

Для более корректного сравнения двигателей H-1 и F-1 учтем, что плотность потока газов несколько различна. Итак, определим плотности потоков:

Параметры потока для двигателя F-1:

диаметр среза сопла F-1	3,156	м
площадь среза сопла f3	7,82283	$м^2$
расход топлива G`	12580	кг/с
УИ (у земли)	265	с
скорость истечения w3 [Iуд*g]	2598,855	м/с
плотность ПС gamma3[G`/(w3*f3*5)]	0,123756	$кг/м^3$

Параметры потока для двигателя H-1:

диаметр среза сопла H-1	1,159	м
площадь среза сопла f3	1,05501	$м^2$
расход топлива G`	2879	кг/с
УИ (у земли)	263	с
скорость истечения w3 [Iуд*g]	2579,241	м/с
плотность ПС gamma3[G`/(w3*f3*8)]	0,132252	$Кг/м^3$
gamma3(H-1)/gamma3(F-1)	1,068657	

Значения тяг двигателей составляли:

H-1 = 199,547 lbf (среднее значение приведено в отчете)

F-1 = 1510 lbf

(в отчете приведены значения индивидуальных двигателей, рассчитаем для сравнения среднее значение: 1=1515, 2=1500, 3=1512, 4=1525, 5=1500, среднее = 1510)

Значения тяг взяты из **[2]** и **[3]**.

Итак, отношения тяг составляет 1510/199,547 = **7,57** раз. Отношение объемов (см. 1), с учетом того, что плотности отличаются в 1,07 раз, составляет 38,9/4,8/1,0687 = **7,58**. Учитывая неточность геометрических измерений, совпадение представляется вполне хорошим. Таким образом, значение тяги двигателя F-1, базирующееся на сравнении со значением тяги двигателя H-1 можно считать подтвержденным.

Литература

1. George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, Seventh Edition, 2001

2. Results of the fifth Saturn-1B Launch Vehicle Test Flight AS-205 (Apollo 7 mission) , January 25, 1969 http://hdl.handle.net/2060/19900067467

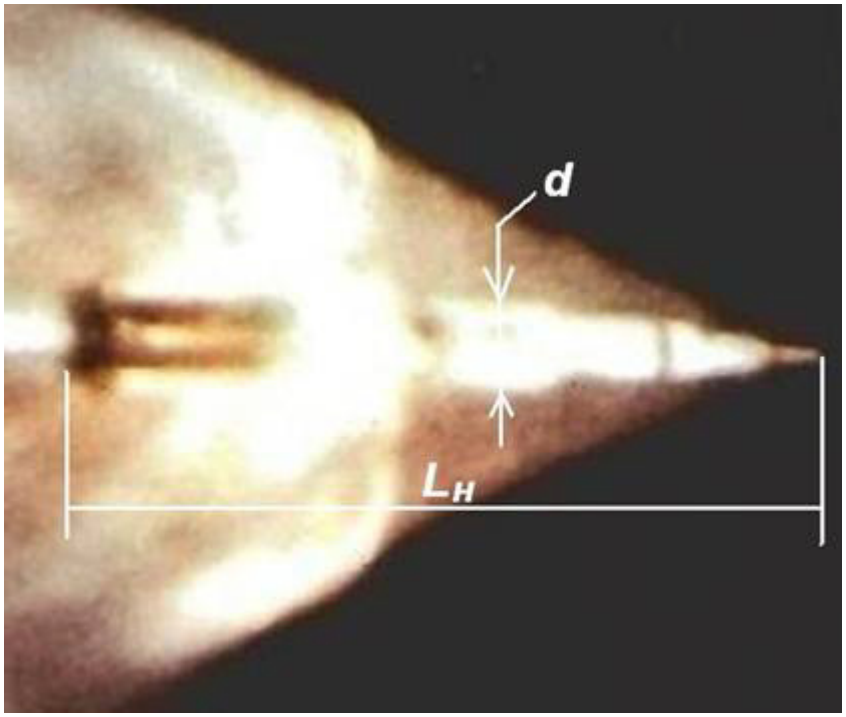
3. Saturn 5 launch vehicle, flight evaluation report AS-503, Apollo 8 mission, February 20, 1969 http://hdl.handle.net/2060/19690015314

4. http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/apollo/apollo11/hires/s69_39527.jpg

5. http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/apollo/apollo7/hires/s68-48788.jpg

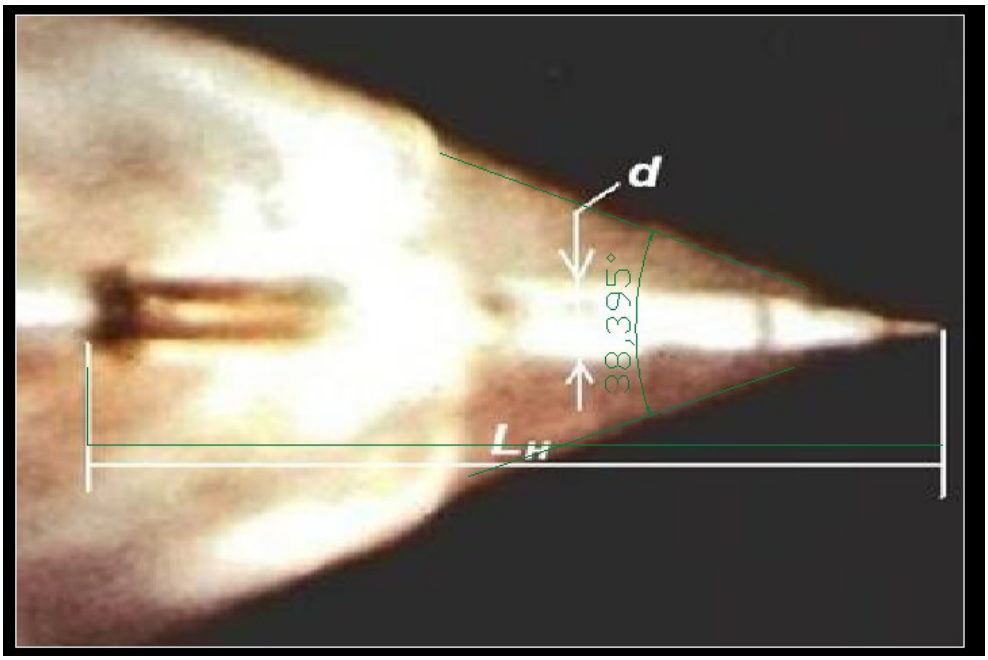
2. *Определение скорости ракеты по скачку уплотнения*

Перед разделением 1-й и 2-й ступеней ракеты происходит визуализация скачка уплотнения, вызванная работой двигателей торможения 1-й ступени (фрагмент снимка **[5]**).

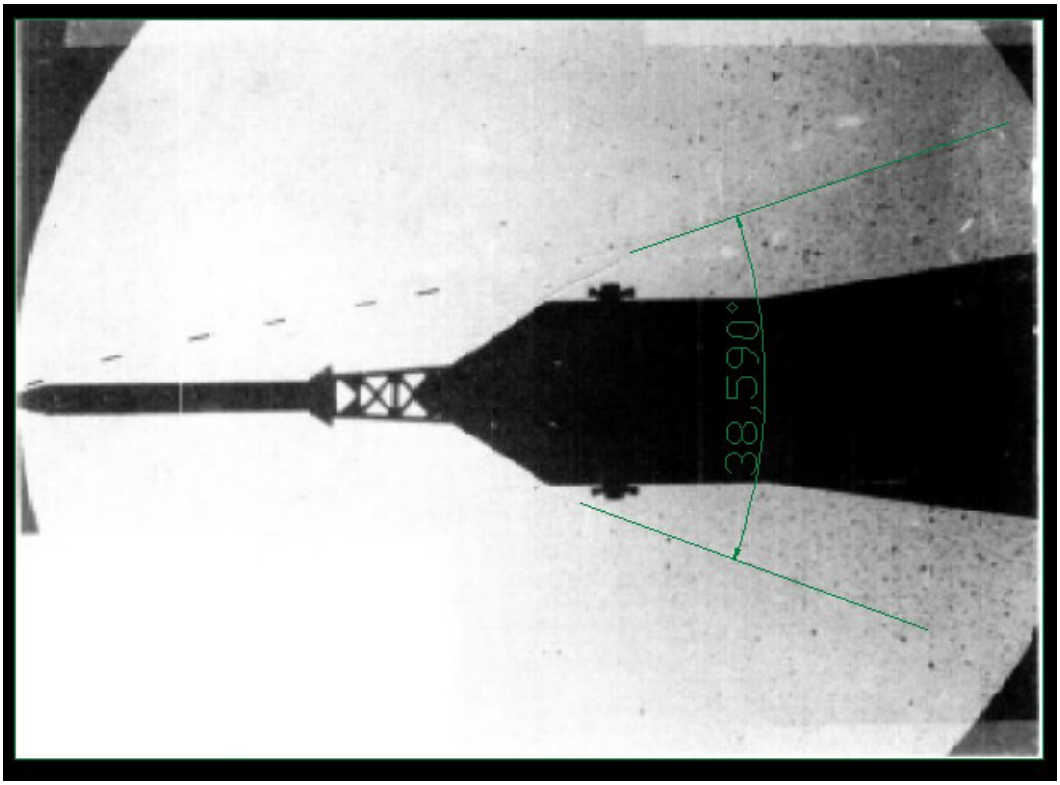


Общая длина ракеты = 363 ft , диаметр 1-й ступени = 33 ft, отношение длины к диаметру = 11 **[1]**.

На фотографии отношение длины к диаметру меньше 11, потому что ракета сфотографирована под углом. Для того чтобы измерить угол скачка уплотнения, следует выполнить преобразование фото (чтобы учесть перспективные искажения) – растянуть его таким образом, чтобы отношение длины к диаметру составляло бы 11.



Полученный угол составляет примерно 38,4 градуса. Теперь сравним исходное фото с фотографией **[2]** продувки модели Аполлона в сверхзвуковой трубе. Скорость потока при этом составляла **7,76 М**



Полученный угол составляет примерно 38,6 градуса (т.е. углы примерно равны).

Скорость ракеты перед разделением (S-IC outboard engine cutoff) составляла V=7851.9 ft/s = 2393,2 м/с, высота полета h=35.701 nmi = 66,1 км **[3]**.

Скорость звука в воздухе на различной высоте над уровнем моря. При 15 °С и 760 мм рт.ст. (101325 Па) на уровне моря.

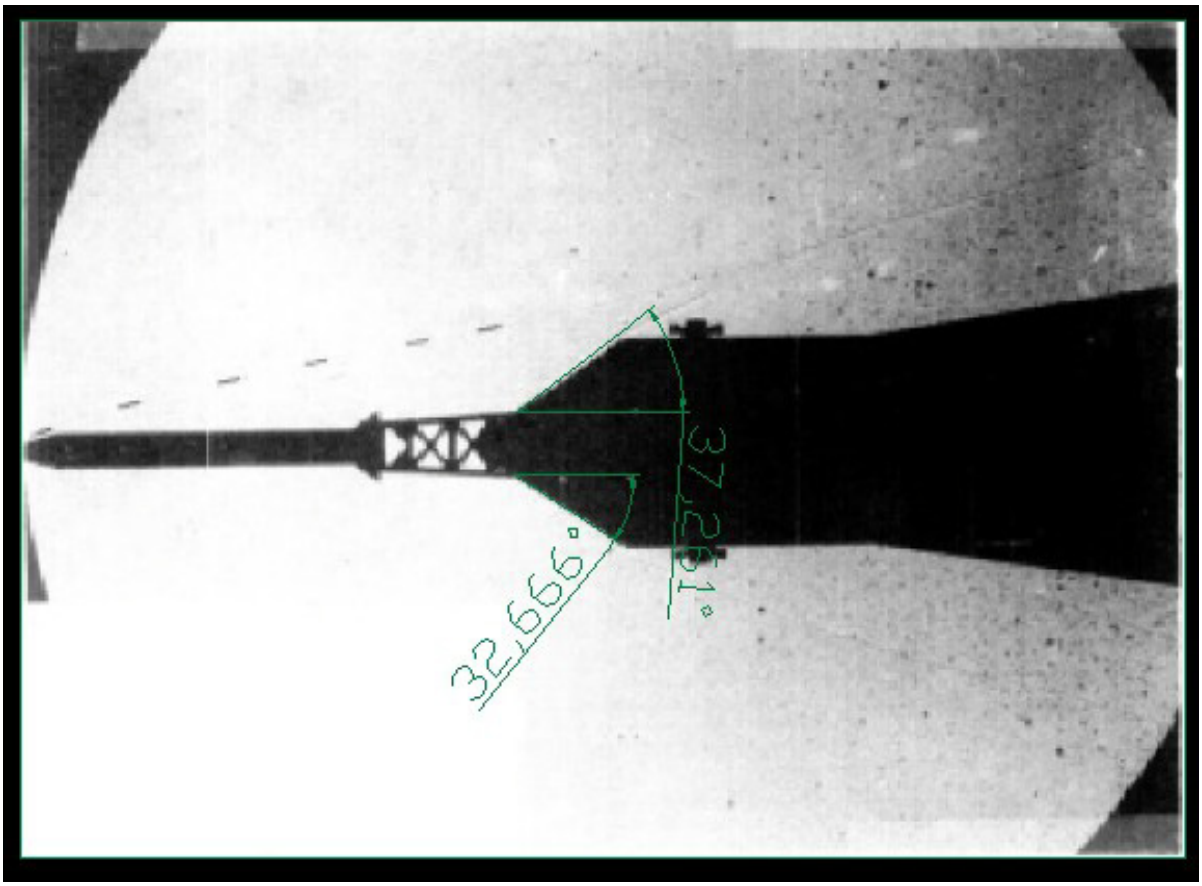
Высота,м	Скорость звука, м/с
0	340,29
50	340,10
100	339,91
200	339,53
300	339,14
400	338,76
500	338,38
600	337,98
700	337,60
800	337,21

900	336,82
1000	336,43
5000	320,54
10000	299,53
20000	295,07
50000	329,80
80000	282,54

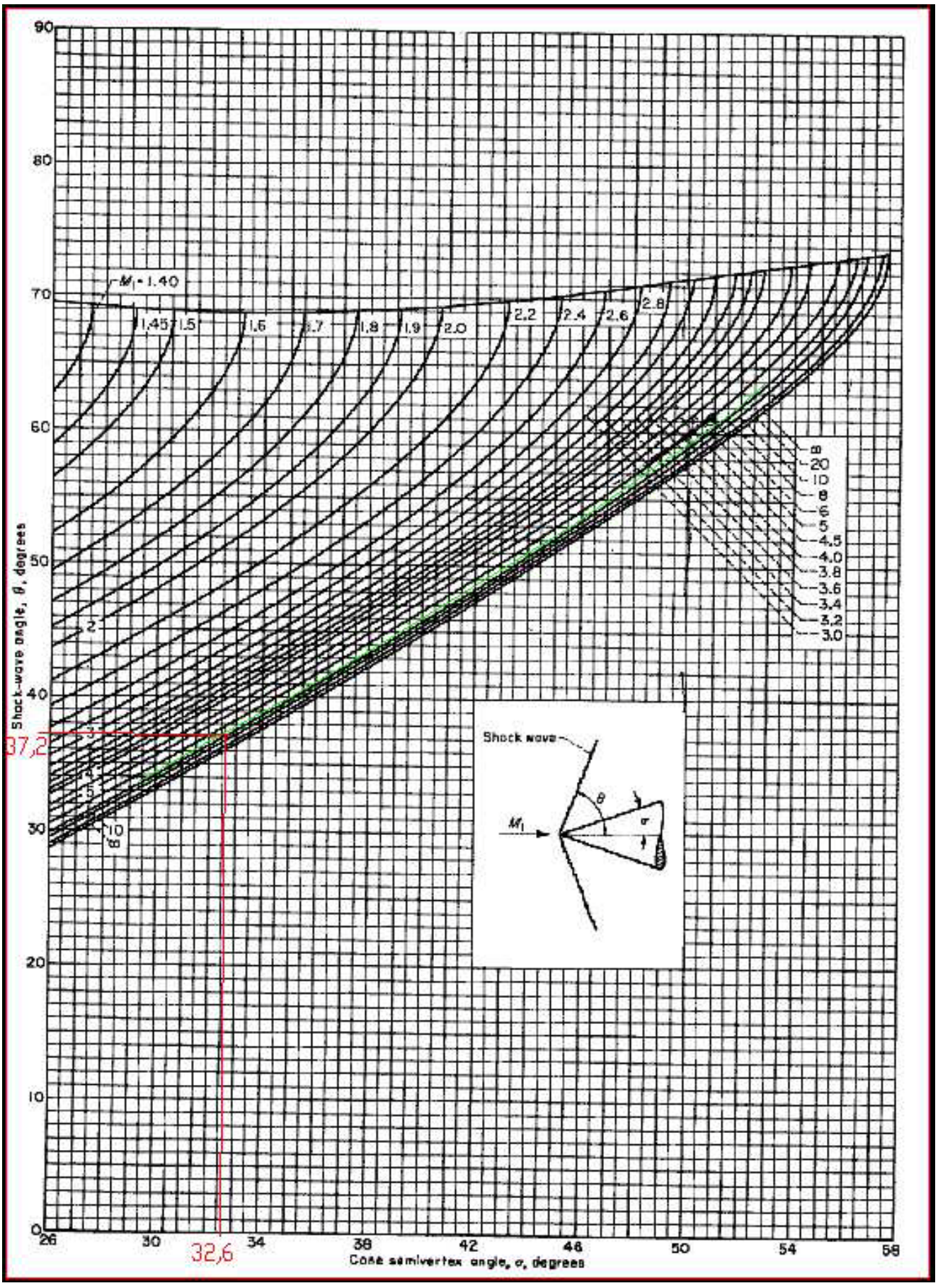
Для данной высоты примем скорость звука a=308,13 m/s. Таким образом, скорость ракеты, выраженная в числах Маха, составляла **M=V/a=7,76.**

А это и означает (в пределах точности геометрических измерений), что скорость ракеты перед разделением как раз составляла около 2400 м/с относительно Земли (или воздуха).

Для проверки фото **[2]** используем номограмму **[4]**.



Shock-wave angle на фото будет 37,2 градуса, Cone semivertex angle будет 32,6 градусов, определим скорость по номограмме -


Shock-wave angle, θ, degrees
Cone semivertex angle, σ, degrees
M1 = 1.40
1.45
1.5
1.6
1.7
1.8
1.9
2.0
2.2
2.4
2.6
2.8
∞
20
10
8
6
5
4.5
4.0
3.8
3.6
3.4
3.2
3.0
2
3
4
5
10
37,2
32,6
Shock wave
M1
θ
σ

Согласно номограмме скорость будет ~**7,8M**..**7,9M**, то есть фото **[2]** полностью соответствует указанной скорости (более точное определение скорости определить по номограмме затруднительно, учитывая, кроме того, неточность определения углов по фотографии).

Литература

1. Saturn 5 flight manual SA-503, MSFC-MAN-503, 1 November 1968

   http://hdl.handle.net/2060/19750063889

2. A SUPERSONIC/HYPERSONIC AERODYNAMIC INVESTIGATION OF THE SATURN 1B/APOLLO UPPER STAGE,David R. Carlson and William P. Walters, January 1966
   http://hdl.handle.net/2060/19660006801

3. Apollo by Numbers, Richard W.Orloff, September 27,2005

   http://history.nasa.gov/SP-4029/SP-4029.htm

4. Report 1135, Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, 1953
   http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/Images/naca1135.pdf, p. 49, Chart 5(concluded)

5. http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/apollo/apollo11/html/s69-39957.html

3. Сопоставление траектории полета 1-й ступени AS-512(Apollo-17) с фотографией

Имеется фотография взлета AS-512, снятая любителем со стороны пляжа острова Merritt **[1]**.

Сопоставим траекторию **[2]** со снимком. При этом необходимо учесть то обстоятельство, что съемка могла производиться под некоторым углом к траектории, поэтому в проекции траектория может выглядеть несколько иначе (траекторию возможно будет необходимо развернуть в пространстве).

Исходная фотография **[1]**:



Параметры траектории полета 1-й ступени AS-512:

T,c	X, м	Y,м	Z,м
1	112	0	0
2	114	0	0
3	118	0	0
4	124	0	-1
5	133	0	-1
6	144	0	-1
7	157	1	-2
8	173	2	-2
9	191	3	-3
10	212	5	-3
11	235	6	-4
12	261	8	-5
13	280	10	-6
14	327	12	-6
15	356	14	-7
16	394	15	-8
17	434	17	-9
18	477	19	-9
19	524	20	-10
20	574	21	-10
21	627	23	-10
22	683	24	-10
23	743	25	-10
24	806	26	-9
25	873	27	-7
26	944	27	-5
27	1018	28	-2
28	1096	29	2
29	1177	29	7
30	1263	30	13
31	1352	30	21
32	1446	31	29
33	1544	31	39
34	1645	31	51
35	1751	31	64
36	1862	31	79
37	1977	31	96
38	2096	30	115
39	2220	30	136
40	2349	29	159
41	2482	29	185
42	2620	28	213
43	2763	27	244
44	2911	26	278
45	3064	25	316
46	3222	24	356
47	3356	22	400
48	3554	21	447
49	3728	20	498
50	3907	18	553
51	4092	17	612
52	4282	15	676
53	4478	14	744
54	4680	13	816
55	4887	12	894
56	5100	10	976

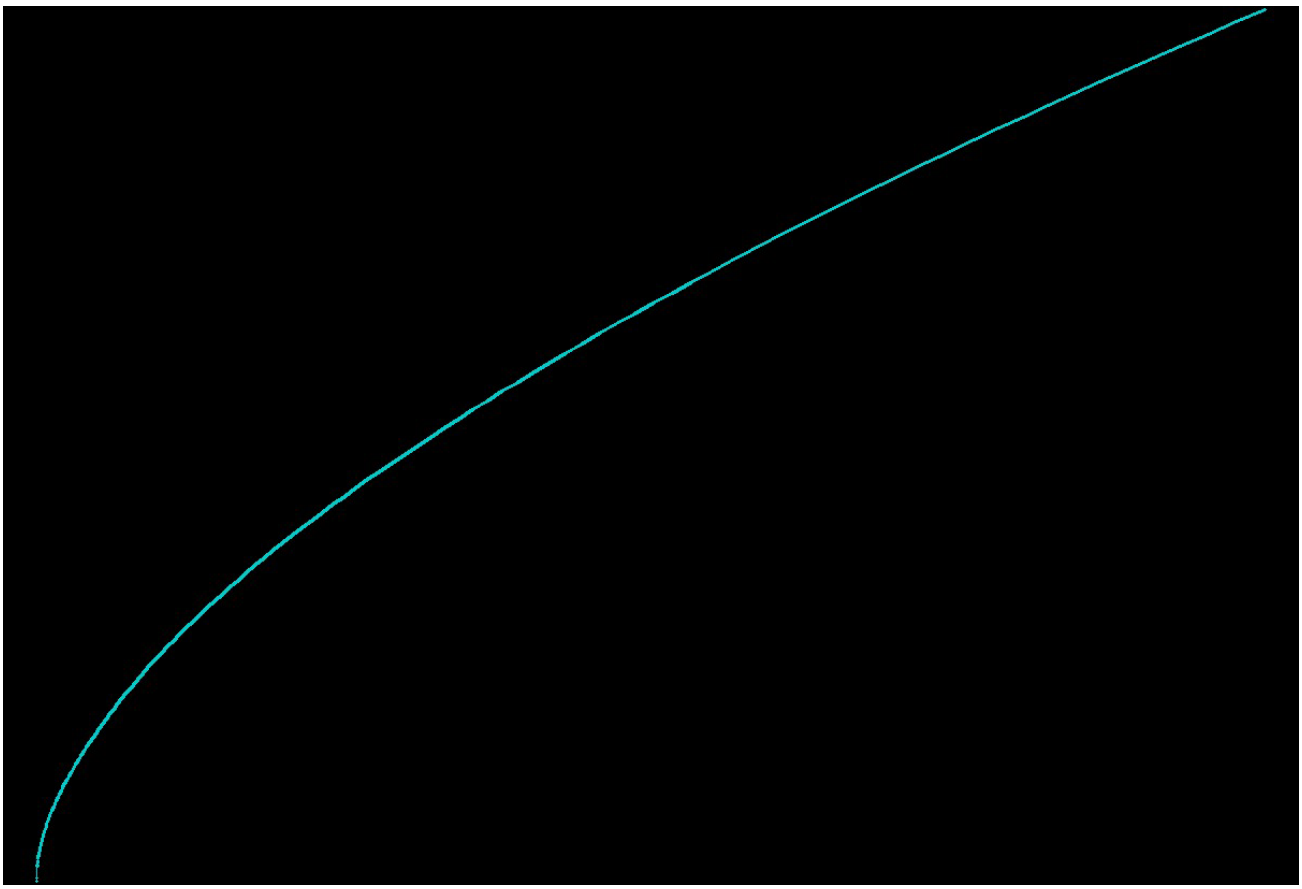
57	5319	9	1064
58	5544	8	1157
59	5775	6	1256
60	6013	5	1361
61	6256	4	1471
62	6506	3	1587
63	6761	2	1710
64	7024	1	1839
65	7292	0	1975
66	7567	-1	2118
67	7849	-2	2269
68	8136	-2	2427
69	8430	-2	2592
70	8731	-3	2766
71	9038	-3	2948
72	9351	-3	3138
73	9672	-2	3337
74	9998	-2	3545
75	10332	-1	3762
76	10673		3988
77	11020	2	4223
78	11375	4	4468
79	11736	7	4723
80	12105	10	4989
81	12480	15	5265
82	12863	20	5552
83	13253	26	5850
84	13650	33	6160
85	14055	40	6482
86	14466	47	6816
87	14885	55	7163
88	15311	63	7523
89	15745	71	7896
90	16186	78	8283
91	16633	85	8684
92	17084	92	9098

93	17550	99	9530
94	18019	105	9975
95	18495	111	10436
96	18979	117	10913
97	19469	122	11407
98	19966	127	11917
99	20470	131	12444
100	20981	136	12989
101	21499	140	13551
102	22024	144	14132
103	22556	148	14731
104	23095	153	15349
105	23641	155	15986
106	24193	159	16642
107	24753	163	17319
108	25319	166	18015
109	25892	170	18732
110	26473	174	19470
111	27060	177	20228
112	27654	180	21009
113	28255	184	21811
114	28864	187	22635
115	29479	190	23491
116	30102	192	24350
117	30732	195	25242
118	31370	198	26157
119	32015	200	27095
120	32668	203	28058
121	33328	205	29044
122	33997	207	30055
123	34673	209	31091
124	35357	212	32153
125	36048	214	33240
126	36748	216	34354
127	37455	218	35494
128	38170	220	36661

129	38892	222	37856
130	39623	224	39078
131	40362	226	40329
132	41108	228	41608
133	41864	229	42917
134	42627	231	44254
135	43398	233	45623
136	44178	234	47021
137	44965	236	48450
138	45762	237	49911
139	46566	239	51404
140	47379	240	52928
141	48198	242	54480
142	49021	244	56058
143	49849	246	57663
144	50683	248	59295
145	51521	250	60956
146	52365	252	62640
147	53213	255	64355
148	54067	258	66098
149	54926	262	67870
150	55790	265	69672
151	56659	269	71502
152	57533	273	73363
153	58413	277	75254
154	59298	282	77176
155	60189	286	79130
156	61084	291	81115
157	61986	297	83133
158	62893	302	85183
159	63805	308	87266
160	64723	314	89393
161	65646	320	91533
162	66571	326	93708

Значения расстояний приведены в стартовой системе координат, согласно **[2]**.

Траектория, построенная в AutoCADe по значениям координат:



Сопоставление фото и построенной траектории (разворот практически не требуется):



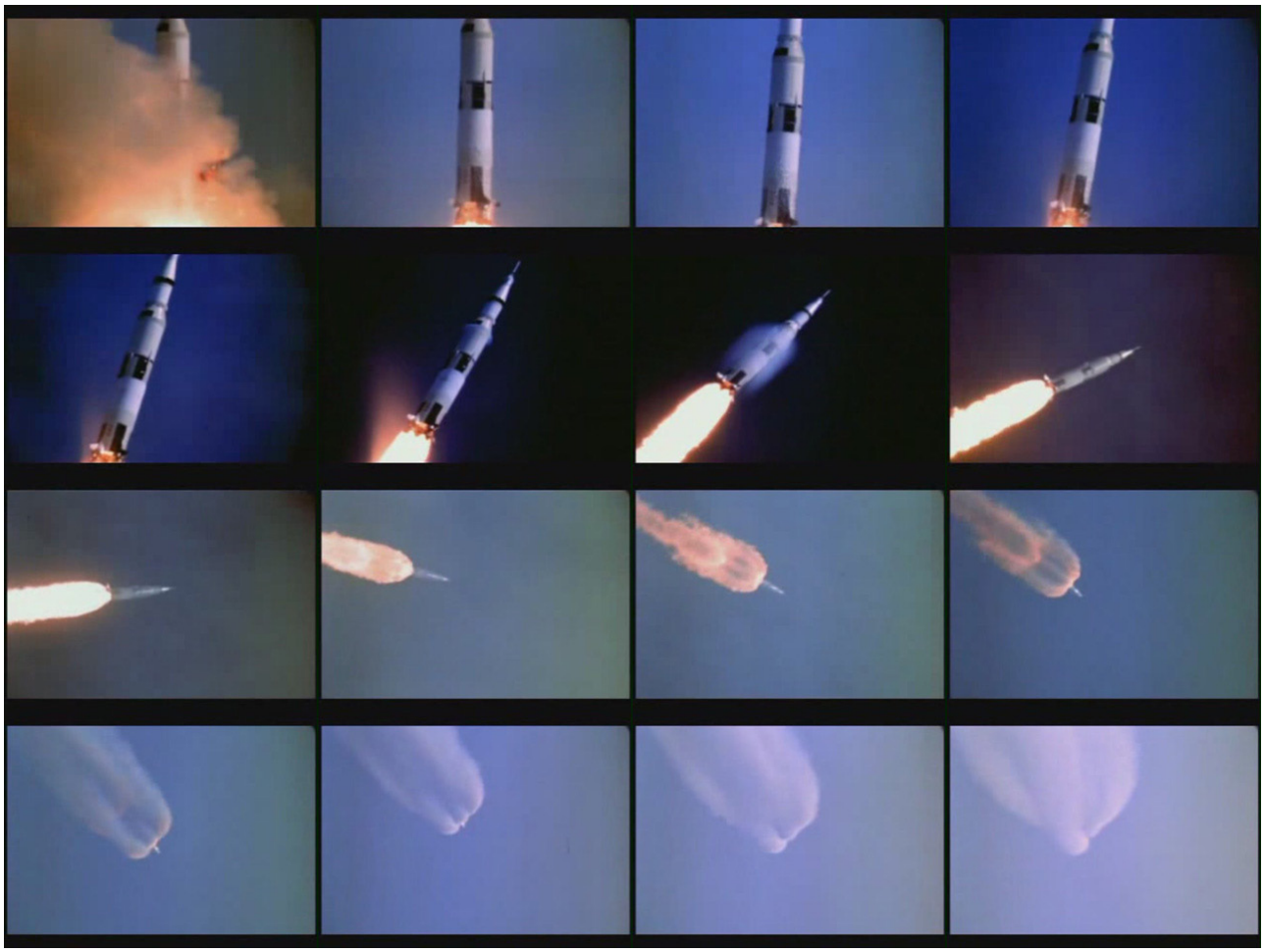
Край снимка соответствует примерно 109 секунде полета. Параметры, соответствующие данной точке траектории: высота = 25892 м, дальность = 18732 м, скорость = 928,3 м/с (Xv=576,8 м/с, Yv=3,6 м/с, Zv=727,3 м/с), ускорение = 21,9 м/с^2, Elevation angle (угол возвышения) ~39 градусов.

Литература

1. http://www.avlispub.com/garage/00cae570.jpg
2. APOLLO/SATURN V POSTFLIGHT TRAJECTORY – AS-512, April 11,1973 http://hdl.handle.net/2060/19760012111

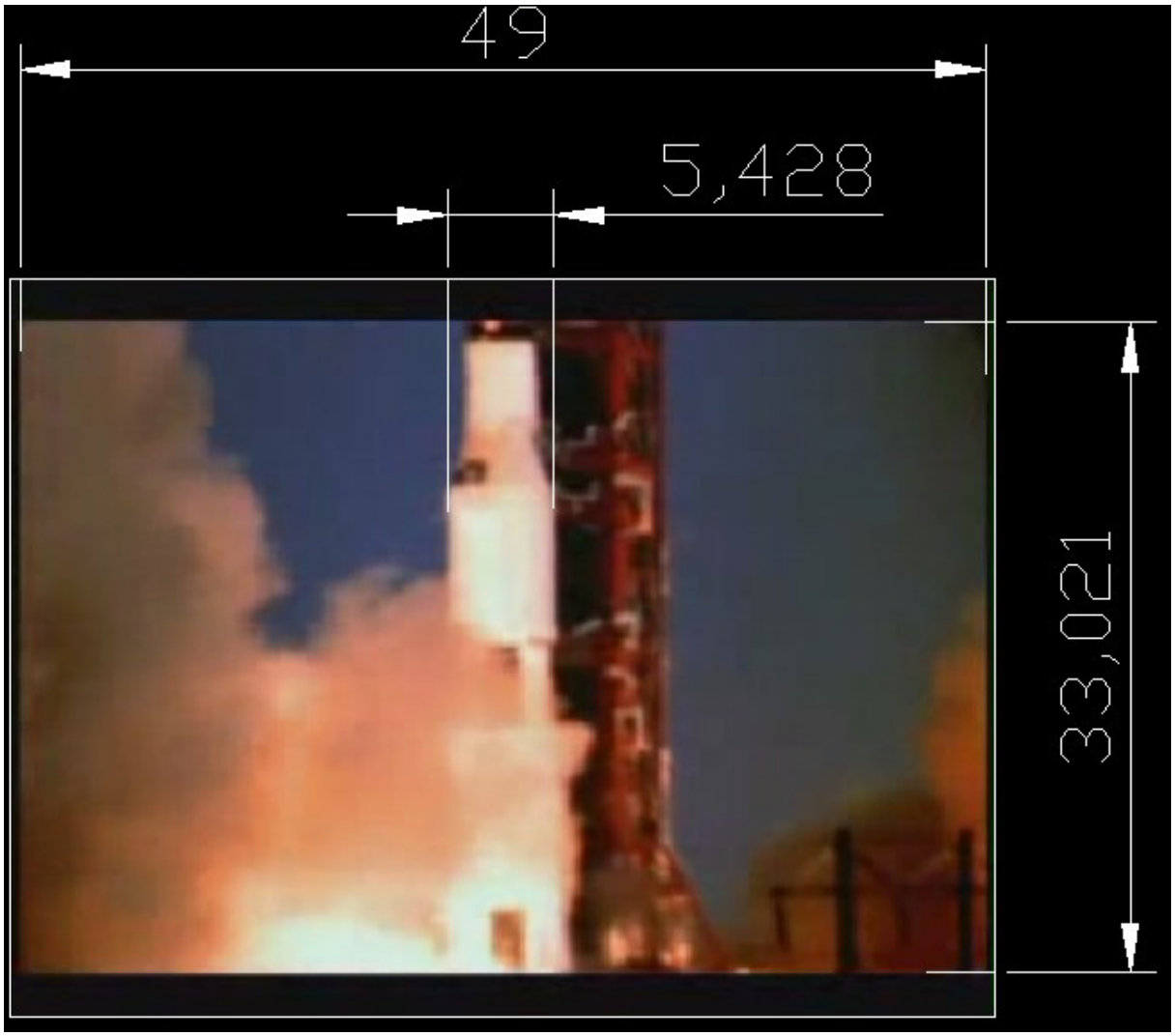
4. Определение дальности по кинотеодолитной съемке полета 1-й ступени

Имеется кинотеодолитная съемка полета AS-506 (Apollo-11) **[2]**, снятая с одной точки, без разрыва от старта до разделения 1-й и 2-й ступени и немного далее. Разобьем съемку на ряд кадров с интервалом через 10 сек.



Для примерного определения параметров киносъемки возьмем кадр старта. Измерим в AutoCADe размеры кадра и характерный размер ракеты, который мог бы оставаться примерно одинаковым на всех кадрах. Таким характерным размером не может быть длина ракеты, так как ракета изменяет сове положение относительно камеры, но таким размером может быть диаметр ракеты, который не меняется сколь-нибудь существенным образом. Измеренные размеры являются условными, так как требуется только их соотношение.

Для определения фокусного расстояния объектива примем то условие, что съемка не могла производиться с расстояния менее чем 5 км (требование безопасности).



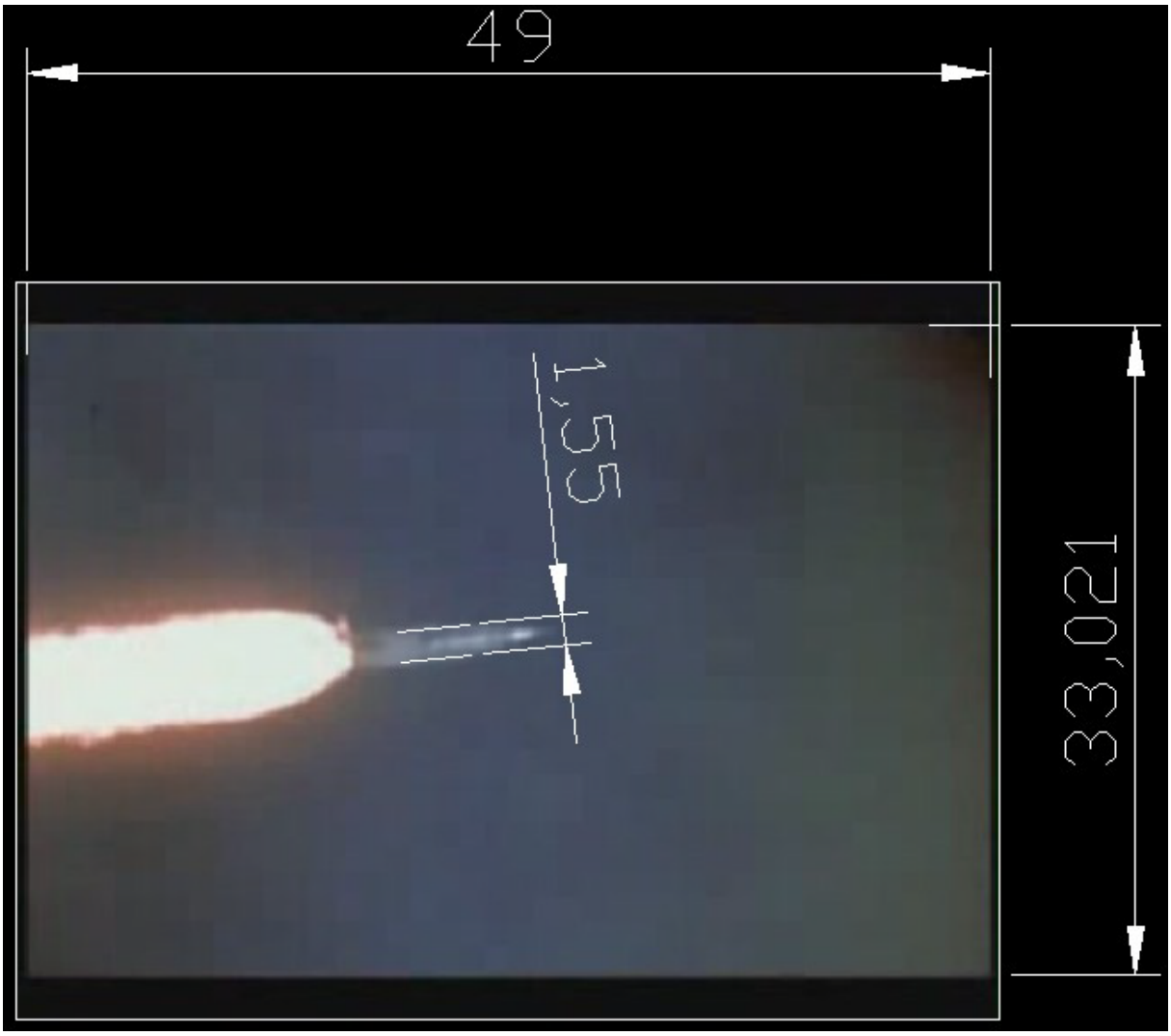
Определение расстояния будем вести по формуле

$$(1) \qquad L = \frac{2*F*D_R*Ш_{PIC}}{D_{PIC}*Ш_{FR}}$$

Где F – фокусное расстояние объектива, мм; D_R – реальный диаметр ракеты, м ; $Ш_{PIC}$ –ширина кадра на изображении (условный размер); D_{PIC} – диаметр ракеты на изображении (условный размер); $Ш_{FR}$ – ширина кадра пленки, мм.

Ширину кадра 16 мм пленки можно считать равной 10 мм. Если принять фокусное расстояние объектива равным 300 мм, тогда расстояние составит 5471 м, что несколько больше 5 км и удовлетворяет условию безопасности.

Рассчитаем расстояние до ракеты через 90 секунд полета.



По формуле расстояние составит **19157** м. Проверим соответствие этого расстояния параметрам траектории **[1]**:

X=16516 м, Y=58 м, Z=8073 м

Вычисление расстояния проведем по формуле:

(2) $L_1 = (X^2 + (L_D - Y)^2 + Z^2)^{0,5}$

Где L_D – расстояние от старта до точки съемки, 5471 м, вычисленное ранее.

В таком случае, L_1 = **19163** м, что является неплохим совпадением.

Рассчитаем расстояние до ракеты через 120 секунд полета.



По формуле (1) расстояние составит **43861** м. Проверим соответствие этого расстояния параметрам траектории **[1]**:

В этом случае, по формуле (2), L_1 = **43874** м, что является неплохим совпадением.

Определение расстояния через 140-160 секунд полета затруднительно из-за того, что вид ракеты маскируется дымом пламени работающих двигателей.

Литература

1. APOLLO/SATURN V POSTFLIGHT TRAJECTORY – AS-506, October 6,1969 http://hdl.handle.net/2060/19920075301

2. Apollo 11 tracking camera http://www.youtube.com/watch?v=xPXKdABiS9g