

Баллистическая оценка полетов серии «Аполлон» к Луне

© Г.В. Казаков, С.А. Пономарев, К.В. Селезнев

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России,
г. Королев Московской обл., 141091, Россия

Рассмотрены материалы из источников США по программе «Аполлон», проведена оценка представленных данных с точки зрения уравнений внешней баллистики, полетов летательных аппаратов к Луне и возвращения их на Землю. Проведенная оценка позволила определить несоответствие данных (массовых характеристик) в разных документах, касающихся одного объекта миссия «Аполлон-11». Установлены также несоответствия в баллистических схемах выведения на отлетную траекторию к Луне, приселения, отстыковки и стыковки на окололунной орбите, тормозного маневра для выхода на лунную орбиту и разгонного маневра для возвращения на Землю, маневра торможения при посадке на земную поверхность. На основе анализа документов лунных миссий подняты вопросы, ранее в такой постановке не звучавшие, и ответы на которые не давались. В частности, в официальных документах лунных миссий США наблюдаются весомые расхождения исходных данных. Странными представляются высота опорной орбиты до второго включения 3-й ступени ракеты «Сатурн-5», первая космическая скорость на наклонении полуострова Флорида и вторая космическая скорость. Большие сомнения вызывают график ускорения, проекция трассы полета на Землю, удаленность района падения 1-й ступени от точки старта. У части двигателей F-1 для 1-й ступени ракеты-носителя «Сатурн-5» не согласуются показатели тяги одного двигателя и суммарной тяги 1-й ступени. Это позволило сделать вывод, что в настоящее время практически невозможно реализовать на практике часть маневров, продемонстрированных в документах США.

Ключевые слова: апогей, внешняя баллистика, запас топлива, Луна, лунная миссия, орбита, отлетная траектория, программа «Аполлон», ракета-носитель, стартовый вес, циклограмма

Введение. «Это один маленький шаг для человека, но гигантский скачок для всего человечества» — одна из самых знаменитых фраз XX века, которую произнес астронавт 11-й миссии «Аполлон» Нил Армстронг, совершивший первый шаг по лунной поверхности [1–5]. Это грандиозное событие потрясло человечество точно так же, как первый полет Юрия Алексеевича Гагарина в космос.

Казалось бы, весь мир наблюдал за этим событием, тысячи теле-трансляций, сотни миллионов зрителей, восторженные отклики в прессе о достижениях американской космонавтики. Однако в наши дни все чаще это событие вызывает обоснованные сомнения.

Так, в [6] утверждается, что астронавты США были на Луне, и на научном измерительном пункте № 10 (НИП-10, пос. Школьный, г. Симферополь, Крым) был собран комплект аппаратуры, позволя-

ющей перехватывать всю информацию с космических кораблей (КК) «Аполлон», включая прямые телетрансляции с Луны.

Известно, что антенная система ТНА-400 разработки ОКБ МЭИ [6] теоретически способна принимать сигналы в диапазонах частот выше 1 ГГц (частоты американской телеметрии кораблей программы «Аполлон»), но конкретно у ТНА-400 волновод настроен на диапазон частот 600...700 МГц (рис. 1).

Для приема американской телеметрии на телескопе ТНА-400 необходимо иметь приемник этих сигналов и получать точные целеуказания на объект измерения. В 1969 г. на НИП-10 аппаратуры для реализации ни первого, ни второго еще не было, да и быть не могло по многим причинам, выходящим за рамки данной статьи. К тому же и сам прием телеметрии НИП-10 был бы затруднен из-за геометрических параметров расположения телескопа и особенностей распространения радиоволн указанного диапазона (рис. 2).



Рис. 1. Антенная система ТНА-400

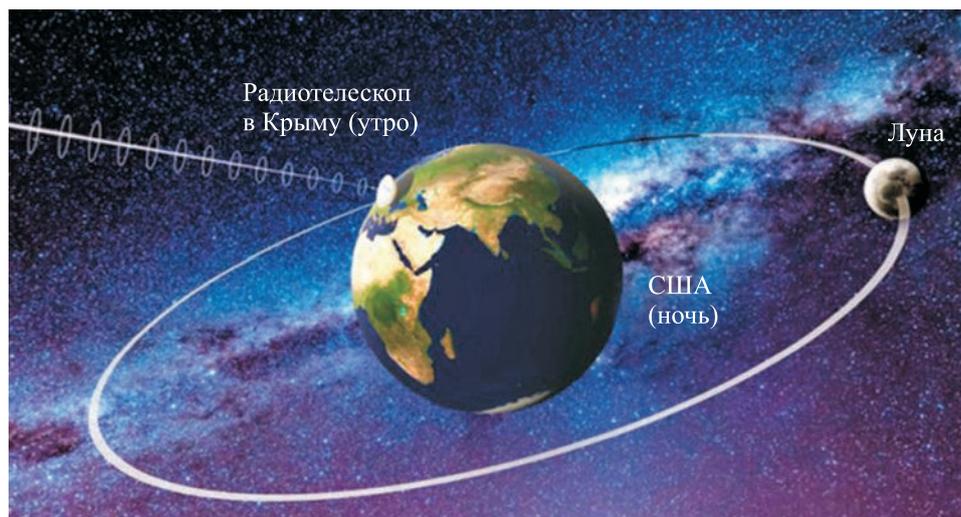


Рис. 2. Геометрические особенности приема космического радиосигнала

Вопросы документирования советскими средствами полетов КК «Аполлон» исследованы в [7], но в этой книге не приведено ни единого документа, подтверждающего положительный результат независимой проверки СССР факта высадки астронавтов США на Луне. Документальным подтверждением оказалось упоминание о наблюдении принятой за «Аполлон-12» некоей точки, находящейся на расстоянии 170 тыс. км от Земли, в телескоп, характеристики которого не позволяют ее идентифицировать определенно.

Подробная аргументация по превышению доз радиации приведена в [8]. Например, наиболее низкий радиационный эффект 0,010...0,020 рад/сут наблюдался для находящейся на низкой опорной орбите Земли орбитальной станции МКС, имеющей эффективную защиту в 2 раза выше, чем КК «Аполлон», — 15 г/см². Наиболее высокие дозы радиации (0,099...0,153 рад/сут) отмечены для орбитальной станции «Скайлэб», имеющей такую же защиту, как у КК «Аполлон», — 7,5 г/см², осуществлявшей полет на высокой опорной орбите (480 км) вблизи радиационного пояса Ван Алена.

Была сделана попытка [9] объяснить поведение американского флага в безвоздушной среде Луны при высокой температуре окружающего вакуума, особенности открывания целлофановых пакетов на лунной поверхности, отсутствие звезд на лунных снимках, а также наличие двигателя F-1 для 1-й ступени и другие попутные технические вопросы, возникающие к лунной программе. Хотя в документе [9] и приведены некоторые приблизительные расчеты в пользу выполнения полета американцев на Луну, они не могут достоверно их подтвердить.

Много обоснованных технических несоответствий пребывания астронавтов США на Луне описаны в статьях и книгах ряда авторов, таких как Д.Б. Зотьев [10], Л. Коновалов, Ю. Соломонов, Д. Кропотов, Ю. Елхов, Н. Иванов, С. Еременко, А. Велюров, Г. Ивченко и др.

Цель статьи — на основе анализа официальных документов лунных миссий США впервые рассмотреть возможность пребывания астронавтов США на Луне с точки зрения их баллистической реализации.

Документы лунных миссий. Прежде чем приступать к анализу документов лунных миссий, приведем схему полета американских астронавтов на Луну.

Общие схемы полета американцев на Луну представлены на рис. 3 и 4. Проекция траектории полета КК «Аполлон-11» на Землю (рис. 5) и его профиль (рис. 6) приведены в [11, 12]. Хотя представленные планы имеют некоторое сходство, однако в них наблюдается и ряд значительных различий.

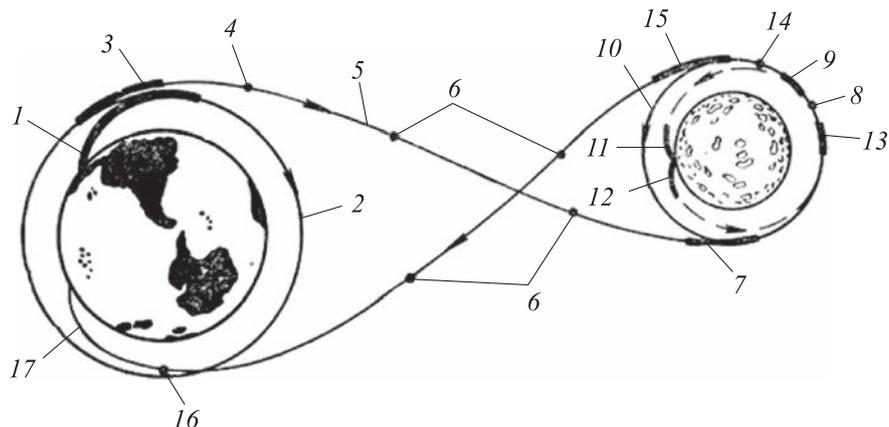


Рис. 3. Общая схема полета на Луну по программе «Аполлон»:

1 — старт с Земли и выведение на орбиту; 2 — полет по промежуточной орбите; 3 — участок разгона к Луне; 4 — перестроение комплекса и отделение 3-й ступени; 5 — полет к Луне; 6 — коррекция траектории; 7 — торможение и переход на селеноцентрическую орбиту; 8 — отделение лунного модуля; 9 — импульс перехода лунного модуля на эллиптическую орбиту; 10 — орбита ожидания КК «Аполлон»; 11 — торможение и посадка лунного модуля; 12 — старт с Луны и выведение на промежуточную орбиту; 13 — переход на круговую орбиту, сближение и стыковка; 14 — переход экипажа в КК «Аполлон», отделение лунного модуля и подготовка к старту; 15 — импульс перехода на траекторию возвращения; 16 — разделение корабля и вход командного модуля в атмосферу; 17 — спуск и приводнение КК

Баллистическая схема лунной миссии, описанная в [11], на первый взгляд, достаточно рациональна. После окончания работы двигательной установки 2-й ступени связка лунных объектов и 3-я ступень находятся на незамкнутой орбите и следуют со скоростью 6515,7 м/с (6916,1 м/с) на высоте 189 км. После первого включения двигателя 3-й ступени объект находится на круговой орбите и следует со скоростью 7389,5 м/с (7791,4 м/с) на высоте 191,3 км. После второго включения двигателя 3-й ступени объект находится на целевой высокоэллиптической орбите и следует со скоростью 10 433,2 м/с (10 841 м/с) на высоте 320,9 км. Высота высокоэллиптической орбиты не соответствует высоте орбиты, указанной в разделе 10 [11], разница составляет около 10 км. Имеет место и небольшая разница с приведенными в разделе 10 [11] скоростями на круговой и высокоэллиптической орбитах.

Отметим, что структура американских документов сильно отличается от структуры отечественных, ключевые параметры полета приведены не для циклограммы, а для характерных участков полета и, следовательно, значения сильно различаются, что затрудняет их анализ. Например, значения скорости, указанные в табл. 4-1 и 4-2 [11], для 1-й ступени отличаются на 361,6 м/с, для 2-й ступени — на 400,4 м/с, для первого включения двигателя 3-й ступени — на 481,7 м/с, для второго



Рис. 4. Траектория полета на Луну КК «Аполлон-11» с временными отсечками

включения двигателя 3-й ступени — на 407,8 м/с. Понятно, что в данных таблицах приведена разная скорость и на разных этапах активного участка траектории. Однако, например, табл. 4-2 не полностью соответствует циклограмме, показанной в табл. 2-2, а в табл. 4-1 отсутствуют значения для участка работы 3-й ступени, что для технического документа является как минимум оплошностью.

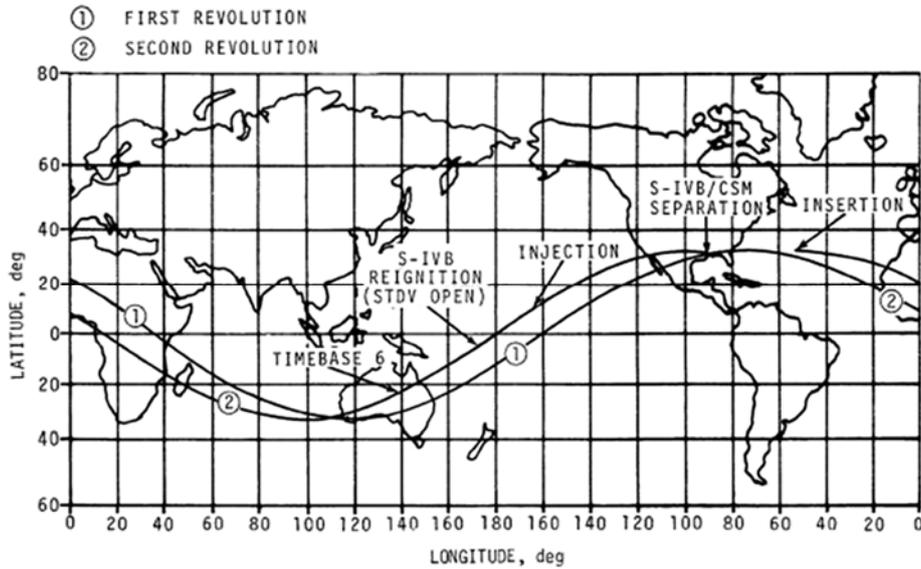


Рис. 5. Проекция трассы полета «Аполлона-11» на Землю:
1 — первый оборот; 2 — второй оборот

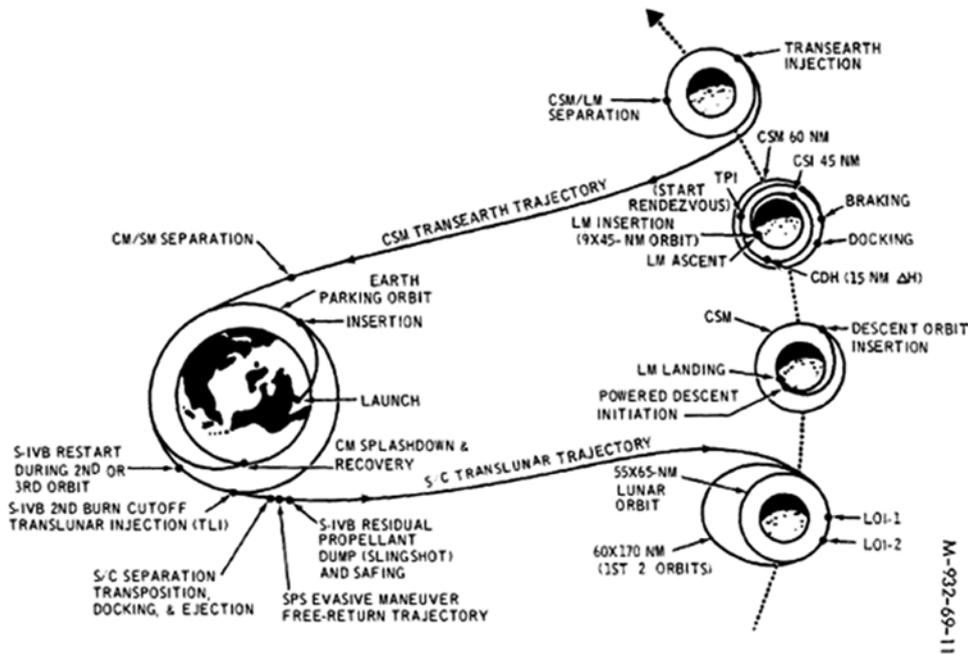


Рис. 6. Профиль траектории полета на Луну КК «Аполлон-11»

Предположим, что в американской космической отрасли 1960–1970 гг. были иные стандарты формирования отчетных документов. Поэтому обратим внимание на то, что скорость 10 433,2 м/с, указанная в [11], не является достаточной для выхода на окололунную

орбиту, а скорость 10 841 м/с достаточна при условии минимального расстояния между Землей и Луной в 363 300 км. В случае минимального расстояния расчетная величина скорости составит около 10 818 м/с, при увеличении расстояния требуемая скорость для выбранной траектории полета будет возрастать до 10 908 м/с для среднего расстояния 384 395 км и будет выше указанного значения при максимальном расстоянии в 405 500 км.

Так, на рис. 2-1 в [11] телеметрические измерения получены только до 22 000-й с полета, что составляет не многим более 6 ч миссии. Возможно, это внутреннее ограничение самого отчета [11], но на его титульном листе другие части не указаны. Циклограмма, согласно табл. 2-1 [11], имеет лишь восемь характерных участков, к ним далее в тексте отчета привязаны временные шкалы, видимо, чтобы труднее было понять, что к чему относится.

А циклограмма, приведенная в табл. 2-2 [11], уже содержит 116 событий, шкала времени в ней завершается не на 22 000-й с от контакта подъема, а на 20 568,8-й с полета. Двигатели 2-й ступени, согласно циклограмме в табл. 2-1, выключаются одновременно, а в табл. 2-2 и 4-2 указано отключение центрального и боковых двигателей 2-й ступени аналогично циклограмме работы двигательной установки 1-й ступени.

Особенностью циклограммы табл. 2-2 в [11] является то, что в ней указано выключение двух двигателей 3-й ступени, хотя в табл. 4-2 и 4-3 имеется только один двигатель. Один двигатель 3-й ступени фигурирует и в табл. 7-2, и в разделе 20 отчета [11].

В табл. 2-3 [11] временная шкала составляет уже 27 372 с.

Высота полета (рис. 4-1, [11]), космические скорости (рис. 4-2) и график ускорений (рис. 4-3) приведены лишь до 700-й с полета. При этом высота не превышает 240 км, но выше 200 км (по таблицам — 118, 191,3, 320,9 км). Сам график скорости заканчивается на отметке 7 750 м/с и не согласуется с данными табл. 4-2 и 4-3, график ускорений показывает максимальное значение на 160-й с полета и достигает значения 37 м/с². Данные в табл. 4-3 и 4-2 не согласуются между собой, хотя в них характерные участки частично совпадают.

Следует отметить, что значения скорости при отделении 3-й ступени от 2-й совпадают с нашими расчетными значениями с разницей в 1 м/с: расчетное составляет 6919,8 м/с (получено по формуле Циолковского), а указанное реализованное значение скорости в табл. 4-3 равно 6918,8 м/с. Однако нами использованы данные из советских источников, и поскольку в них отсутствуют сведения о двигательной установке (ДУ) 1-й и 2-й ступеней, в расчетах не были учтены особенности реальной работы ДУ.

Это совпадение свидетельствует о том, что точных данных о программе «Аполлон» у советских инженеров не было, и они в основном

интерполировали имеющуюся информацию, полученную от американцев. Видимо, по этой причине с момента начала работы 3-й ступени возникают значительные отклонения наших расчетных значений от указанных в табл. 4-3 [11]. Отметим, что расчетное значение скорости после отделения 3-й ступени было пересчитано с применением приведенных в [11] данных, и оно стало выше рассчитанной нами ранее — 6 925,57 м/с.

Применение в наших расчетах отчетных данных в сочетании с характеристиками двигателей F-1 и J-2, указанных в [11], учете особенностей работы двигательных установок 1-й и 2-й ступеней выявляет аномалии космонавтики, или аэронавтики (в терминах США).

В табл. 4-5 [11] приведены характеристики опорной орбиты, достигнутые на 709,3-й с полета: высота 191,1 км, скорость 7 793,1 м/с (по нашим расчетам, 7 789,517 м/с), эксцентриситет 0,00021, апогей 186 км, перигей 183,2 км, период обращения 88,18 мин. Однако возникают вопросы: почему высота орбиты больше, чем апогей, в какой системе координат рассчитывалась высота? Далее, на рис. 4-6 [11] скорость 10 840 м/с достигается уже на 930-й с полета от времени Тб, а на рис. 4-7 показан график ускорения с 580-й с полета по 940-ю с от времени Тб. Но циклограмма работы двигателей не соответствует этим рисункам, поэтому сложно понять маневр с ускорением в $14,5 \text{ м/с}^2$, который позволил американцам достичь целевой орбиты, или случился недолет.

Анализ разделов 5–7 [11] позволяет оценить запасы топлива ракеты «Сатурн-5». Так, по данным табл. 5-2 заправка составляла 2 146 741 кг топлива (топливо и окислитель). Применение значений табл. 5-1 к циклограмме полета позволяет определить количество израсходованного топлива 1-й ступени (2 017 261 кг), аварийный запас топлива 1-й ступени составил 129 480 кг, но с учетом данных раздела 5.1 и цикла старт-останов он снизился до 123 468,1 кг. Это, точно, не рационально, однако в табл. 20-1 предоставлена весовая сводка по носителю, согласно которой остаток топлива составил всего 28 356 кг. Наиболее вероятно, что работа двигательной установки 1-й ступени после отключения центрального двигателя продолжалась не 29,1 с, как по циклограмме, а 41,5 с, если исходить из весовой сводки, а время работы 1-й ступени составило не 161,6 с, а 174 с, хотя в табл. 20-1 это время равно 161,63 с.

По данным табл. 6-2, заправка составляла 443 617 кг топлива (топливо и окислитель). Применение значений табл. 6-1 к циклограмме полета позволяет определить количество израсходованного топлива 2-й ступени, которое составило 452 570,1 кг, запас топлива 2-й ступени был равен –10 162,91 кг (или –14 604,91 кг, согласно абзацу 1 раздела 6.1 с учетом цикла старт-останов).

Видимо, примерно 11...14,5 т топлива перетекли из 1-й ступени. Но ведь топливо 1-й ступени составляют керосин и жидкий кислород, а 2-й — жидкий водород и жидкий кислород. Предположим, что при ином соотношении требуемой топливной смеси перетекал только окислитель. Возможно, менялась тяга двигательных установок, и поэтому перетекания не потребовалось, однако графики, приведенные в [11], не показывают таких режимов работы двигателей. По табл. 20-3 запас топлива составлял 4171 кг, но при условии потери веса КК на величину 4042 кг можно предположить, что головной обтекатель скинули. Впрочем, скорее всего, 1-я ступень работала более продолжительное время, чем указано.

По данным табл. 7-2 заправка составляла 106 831 кг топлива (топливо и окислитель). Применение значений табл. 7-1 к циклограмме полета позволяет определить количество израсходованного топлива 3-й ступени, которое составило 249 522,7 кг (согласно табл. 4-2, время окончания работы двигателя — 10 204,1 с, по табл. 20-7 — 10 203,07 с), запас топлива 3-й ступени составил –142 691,7 кг. Но это количество не могло перетечь из 1-й ступени, так как она уже отделилась.

Вероятно, двигатель работал меньшее количество секунд, чем указано в циклограмме, возможно, второе включение длилось не 883,7 с, как следует из табл. 4-2 (согласно сведениям из раздела 7.8, это время составляло 885,4 с), а не более 356 с. Можно предположить, что сильно повлияло изменение соотношения компонентов топлива при втором включении двигателя (при первом включении соотношение топливо/окислитель было 4,932, а при втором — 4,929). Однако в разделе 7.1 [11] содержится время работы двигателя при втором включении, равное 346,9 с (это совпадает с приведенным в табл. 20-8), что близко к его вероятному значению.

Применение данных, указанных в разделе 7.1 [11], показывает, что в таком случае оставался аварийный запас топлива в 1737,44 кг, который с учетом циклов старт-останов уменьшается до 652,466 кг. Однако в табл. 20-8 приведен запас топлива, равный 2803 кг.

Собственно, по циклограмме в табл. 2-2 [11] остановка двигателя при втором включении происходит на 9851,3-й с. Значит, время работы при этом включении составило не менее 573,1 с, и тогда расход будет равен 153 938,7 кг, а остаток топлива окажется –47107,66 кг. Все это указывает на неоднозначность данных.

На рис. 7-3 [11] приведены три периода тяги для наддува бака топлива двигателя 3-й ступени во время первого включения, причем в период времени с 5250-й с до 9450-й с от момента T₂, что не согласуется с циклограммой работы двигателя (первое включение до 700-й с полета).

На рис. 19-1 [11] суммарная телеметрическая информация приведена только до 18 000-й с полета, а остальные радарные измерения отсутствуют, что также не соответствует циклограмме.

Для того чтобы разобраться, приведем циклограммы полета в явном виде (табл. 1–3).

Таблица 1

Циклограмма полета по табл. 2-2 [11]

Событие	Начало события, с
Старт от контакта подъема, начало полета	0,00
Отключение центрального двигателя 1-й ступени	135,00
Окончание работы 1-й ступени	161,30
Старт двигателя 2-й ступени	163,00
Отключение двигателя 2-й ступени	548,20
Начало работы первого включения двигателей 3-й ступени	549,20
Окончание работы двигателей 3-й ступени при первом включении	699,60
Начало работы второго включения двигателей 3-й ступени	9278,20
Остановка двигателей 3-й ступени при втором включении	9851,30
Отделение командного и служебного модулей	10 203,30
Выход на отлетную лунную траекторию	10 213,07
Начало маневра разворота командного и служебного модулей	10 223,00
Начало маневра стыковки командного и служебного модулей с лунным кораблем	11 103,90
Открытие створок переходника с лунным кораблем	11 723,00
Стыковка командного и служебного модулей с лунным кораблем	12 243,70
Отделение командного, служебного модулей и лунного корабля от 3-й ступени	15 423,00
Начало маневра увода 3-й ступени	17 467,60
Завершение алгоритма работы двигателей 3-й ступени	20 267,80
Завершение всех маневров 3-й ступени	20 568,80

Таблица 2

Циклограмма полета по табл. 4-1 [11] (максимальное ускорение)

Событие	Время, с	Максимальное ускорение, м/с ²	Высота, км
Начало движения	0,30	10,47	–
Достижение скорости Маха, равной 1 М	66,3	–	7,8
Достижение максимального динамического напора	83,0	–	13,6
Достижение максимального ускорения:			
1-й ступени	161,7	38,61	–
2-й ступени	460,7	17,84	–
3-й ступени при первом включении	699,41	6,73	–
3-й ступени при втором включении	10 203,11	14,23	–

Циклограмма полета по табл. 4-1 [11] (максимальная скорость)

Ступень	Время, с	Максимальная скорость относительно Земли, м/с
1-я	162,30	2402,7
2-я	549,00	6515,7
3-я при первом включении	709,33	7389,5
3-я при втором включении	10 203,50	10 433,2

При сравнении приведенных циклограмм становится очевидным различие данных в них.

Другая циклограмма работы ракеты при выводе космического корабля «Аполлон-11» на транслунную орбиту (рис. 7) приведена в [12, 13]. В общих чертах данная циклограмма совпадает с циклограммой, представленной в табл. 2-2 [11], однако они различаются циклом работы 2-й и 3-й ступеней.

Такая же циклограмма имеется и в [14], только она отличается временем основных событий, хотя и незначительно. Но это же пилотируемый полет! (В отечественных отчетах таких вольностей не допускают.)

Кроме того, в [11] наблюдаются расхождения между циклограммой полета и значениями времени работы двигателей, указанных в специальных разделах отчета. К тому же, данные табл. 4-6 не согласуются с данными табл. 4-1, 4-2 и 4-3. Собственно, несогласования отмечаются во всем документе, зачастую имеются несоответствия даже в рамках одного раздела, в котором сведения, приведенные в тексте, могут сильно отличаться от представленных в таблице данных.

Отметим еще одно наблюдение, сделанное по результатам анализа. Согласно данным [11], криогенное топливо не испаряется, по крайней мере, до начала работы двигателей 2-й и 3-й ступеней.

Из отчета следует, что температура криогенного водорода в диапазоне 20...22К и криогенного кислорода в диапазоне 90...91К поддерживается в течение длительного времени. Однако, судя по документу, запуск двигателей происходит при газообразном состоянии как водорода, так и кислорода. Также эффективно они умеют соблюдать температурный режим аккумуляторных батарей в диапазоне от 17 °С до 35 °С, и это тогда, когда за бортом открытый космос. Согласно отчету, высота лунной орбиты для целевой траектории отлета с Земли была равна 3379 км над поверхностью Луны, период обращения составлял 78,7 ч, и надо было погасить скорость 0,68 км/с. В отчете ошибочно указан радиус Луны равным 5117 км, но это значение просто соответствует высоте орбиты над поверхностью Луны, т. е. это радиус орбиты относительно центра масс Луны.

APOLLO 11

POWERED FLIGHT SEQUENCE OF EVENTS

EVENT	*PLANNED (GET) HR:MIN:SEC	ACTUAL (GET) HR:MIN:SEC
Range Zero (09:32:00.0 EDT)	00:00:00.0	00:00:00.0
Liftoff Signal (TB-1)	00:00:00.6	00:00:00.6
Pitch and Roll Start	00:00:13.8	00:00:12.4
Roll Complete	00:00:31.8	00:00:31.1
S-IC Center Engine Cutoff (TB-2)	00:02:15.3	00:02:15.2
Begin Tilt Arrest	00:02:40.8	00:02:40.0
S-IC Outboard Engine Cutoff (TB-3)	00:02:41.1	00:02:41.6
S-IC/S-II Separation	00:02:41.8	00:02:42.3
S-II Ignition (Engine Start Command)	00:02:42.5	00:02:43.0
S-II Second Plane Separation	00:03:11.8	00:03:12.3
Launch Escape Tower Jettison	00:03:17.3	00:03:17.9
S-II Center Engine Cutoff	00:07:40.1	00:07:40.6
S-II Outboard Engine Cutoff (TB-4)	00:09:11.7	00:09:08.2
S-II/S-IVB Separation	00:09:12.5	00:09:09.0
S-IVB Ignition (Engine Start Command)	00:09:12.7	00:09:09.2
S-IVB Cutoff (TB-5)	00:11:39.5	00:11:39.3
Earth Parking Orbit Insertion	00:11:49.5	00:11:49.3
Begin S-IVB Restart Preparations (TB-6)	02:34:37.3	02:34:38.2
Second S-IVB Ignition	02:44:15.3	02:44:16.2
Second S-IVB Cutoff (TB-7)	02:50:04.1	02:50:03.0
Translunar Injection	02:50:14.1	02:50:13.0

*Prelaunch planned times are based on MSFC Launch Vehicle operational trajectory.

Рис. 7. Циклограмма вывода корабля «Аполлон-11» на транслунную орбиту

Другие документы Лунных миссий. При анализе документов лунных миссий была обнаружена странная особенность, которая заключалась в разнице весовых показателей одной и той же миссии в разных документах. Следует отметить, что любое различие значений одинаковых параметров в разных технических документах дает

серьезный повод задуматься над тем, как эти документы создавали, являются ли они настоящими или были разработаны для вида.

Авторами настоящей статьи были рассмотрены несколько документов. Так, в отчете [15], размещенном на официальном сайте центра Маршала, приведены следующие данные о стартовом весе ракеты «Сатурн-5», которые показаны на рис. 8.

SPACE VEHICLE WEIGHT VS FLIGHT TIME

Mainstage propellant consumption during S-IC Stage powered flight (approximately 158 seconds) is approximately 4,609,300 pounds. Propellant consumption during S-II Stage powered flight (approximately 390 seconds) is approximately 974,900 pounds and during S-IVB Stage powered flight including first ignition, restart and burn (approximately 525 seconds) is approximately 229,500 pounds.

<u>Vehicle Weight Data (Approximate)</u>	<u>Pounds</u>
Total at S-IC Stage ignition	6,492,800
Total at holddown arm release	6,407,000
Total at S-IC Stage O. E. C. O.	1,839,700
Total at S-II Stage ignition	1,459,300
Total at S-II Stage O. E. C. O.	471,500
Total at S-IVB Stage ignitor	364,300
Total at S-IVB Stage E. C. O.	191,350
Total at S-IVB Stage engine restart	291,000
Total at S-IVB Stage 2nd E. C. O.	131,800
Total at S-IVB Stage/CSM separation	131,600
Total at SC Translunar injection	94,500

Рис. 8. Данные о ракетносителе миссии «Аполлон-11»

Информация на рисунке представлена в фунтах, но для того чтобы сохранить ее в оригинальном виде, переводить в систему СИ пока не будем. Документ является отчетом по миссии «Аполлон-11», датированным ноябрем 1969 года, а значит, в его подлинности сомневаться не приходится.

Рассмотрим также отчет по миссии «Аполлон-11» [13] (рис. 9). При сравнении этих двух документов становится предельно ясно, что информация в них приведена разная. Например, значение стартового веса ракеты-носителя «Сатурн-5», представленное на рис. 8 и 9, различается примерно на 8730 фунтов (3959,055 кг).

Перейдем к еще одному документу [14], также являющемуся официальным планом миссии (рис. 10). Если просто просуммировать все строки данной сводки, получим 97 338,3 фунта, а без переходного кольца — 97 240,3 фунта, но это, определенно, не 96 808,3 фунтов. Различие между значениями веса полезной нагрузки, представленными на рис. 7 и 8, составляет 8279,7 фунта (3 754,844 кг) без учета адаптера, что, с точки зрения посадки на Луну и взлета с нее, очень много.

TABLE 3
 APOLLO 11 WEIGHT SUMMARY
 (Weight in Pounds)

STAGE/MODULE	INERT WEIGHT	TOTAL EXPENDABLES	TOTAL WEIGHT	FINAL SEPARATION WEIGHT
S-IC Stage	288,750	4,739,320	5,028,070	363,425
S-IC/S-II Interstage	11,465	-----	11,465	-----
S-II Stage	79,920	980,510	1,060,430	94,140
S-II/S-IVB Interstage	8,080	-----	8,080	-----
S-IVB Stage	25,000	237,155	262,155	28,275
Instrument Unit	4,305	-----	4,305	-----
Launch Vehicle at Ignition			6,374,505	
Spacecraft-LM Adapter	4,045	-----	4,045	-----
Lunar Module	9,520	23,680	33,200	*33,635
Service Module	10,555	40,605	51,160	11,280
Command Module	12,250	-----	12,250	11,020 (Landing)
Launch Escape System	8,910	-----	8,910	-----
Spacecraft At Ignition			109,565	
Space Vehicle at Ignition			6,484,070	
S-IC Thrust Buildup			(-) 85,845	
Space Vehicle at Liftoff			6,398,225	
Space Vehicle at Orbit Insertion			292,865	

* CSM/LM Separation

Рис. 9. Данные о ракете-носителе миссии «Аполлон-11»

Вес модуля при приземления на Луну в [14] указан 15,897 фунтов, а при взлете с Луны — 10,821 фунтов. Следовательно, имеет место существенная разница в 2975,096 кг по весу лунного модуля, что также, конечно, много.

В ранее рассмотренном документе [11] приведены следующие данные для ракеты-носителя, которые представлены на рис. 11.

Различие значений стартового веса, представленных на рис. 8 и 11, составляет 212 фунтов. Сравним их со значениями аналогичного параметра у изделий советской лунной программы. Средний стартовый вес ракеты-носителя «Сатурн-5», по данным документов, составляет около 6 487 051 фунтов (2 938 314 кг). Для ракеты-носителя «Наука-1» (Н-1) этот показатель равен 2 950 000 кг, для ракеты-носителя «Энергия» — 2 371 600 кг. Получается, что «Сатурн-5»

несколько эффективнее Н-1, но хуже более поздней «Энергии». Расчетный вес «Сатурна-5», полученный советскими специалистами, оценивался в 2 765 760 кг, что несколько ниже веса в 2 938 314 кг, представленного в табл. 1-4 [11].

TABLE 5-5 - ASSUMPTIONS FOR THE APOLLO 11 SPS PROPELLANT BUDGET

1. There is a non-propulsive propellant loss of 14.4 lb for each engine start. LM rescue assumed three engine starts.
2. A mission flexibility ΔV of 900 fps has been included in the SPS budget to provide the capability to perform a worst case LM rescue, or to handle several other contingencies (such as loss of PCNCS), or to perform a quicker earth return.
3. Spacecraft weight:
CM 12 280.0 lb
SM 10 551.3 lb
SLA Ring 98.0 lb
Tanked SPS 40 600.7 lb
LM (unmanned) 33 278.3 lb
Total 96 808.3 lb

Рис. 10. Данные о космической нагрузке миссии «Аполлон-11»

Table 20-2. Total Vehicle Mass - S-IC Burn Phase - Pounds Mass

EVENTS	GROUND IGNITION		HOLDOWN ARM RELEASE		CENTFR ENGINE CUTOFF		OUTBOARD ENGINE CUTOFF		S-IC/S-II SEPARATION	
	PRED	ACT	PRED	ACT	PRED	ACT	PRED	ACT	PRED	ACT
RANGE TIME--SEC	-6.40	-6.40	.30	.30	135.28	135.20	161.08	161.63	161.80	162.30
S-IC STAGE DRY	288750.	287531.	288750.	287531.	288750.	287531.	288750.	287531.	288750.	287531.
LOX IN TANK	326155A.	3259250.	3192798.	3189986.	419398.	429420.	7084.	2821.	2051.	2059.
LOX BELOW TANK	46296.	46536.	47921.	48211.	47884.	48174.	36990.	36951.	32326.	32445.
LOX ULLAGE GAS	411.	372.	456.	518.	5703.	6193.	6745.	7950.	6759.	7973.
RP1 IN TANK	1416561.	1415408.	1394196.	1392984.	201655.	205198.	18509.	17655.	16105.	14900.
RP1 BELOW TANK	9504.	9481.	13219.	13191.	13219.	13191.	13136.	13108.	13136.	13108.
RP1 ULLAGE GAS	77.	161.	77.	168.	464.	498.	530.	550.	531.	551.
N2 PURGE GAS	80.	80.	80.	80.	43.	43.	43.	43.	43.	43.
HELIUM IN ROTTLF	636.	637.	636.	630.	249.	300.	183.	248.	182.	247.
FROST	1400.	1400.	1400.	1400.	750.	750.	750.	750.	750.	750.
RETROMOTOR PROP	2264.	2264.	2264.	2264.	2264.	2264.	2264.	2264.	2264.	2264.
OTHER	528.	528.	528.	528.	528.	528.	528.	528.	528.	528.
TOTAL S-IC STAGE	5024071.	5023644.	4942326.	4936991.	940908.	994090.	371512.	370409.	363426.	362399.
TOTAL S-IC/S-II IS	11463.	11477.	11463.	11477.	11463.	11477.	11463.	11477.	11390.	11404.
TOTAL S-II STAGE	1060411.	1058140.	1060431.	1058140.	1059861.	1057570.	1059861.	1057570.	1059861.	1057570.
TOT S-II/S-IVR IS	8041.	8076.	8081.	8076.	8081.	8076.	8081.	8076.	8081.	8076.
TOTAL S-IVR STAGE	262154.	262413.	262154.	262413.	261954.	262413.	261954.	262413.	261954.	262413.
TOTAL INSTRU UNIT	4396.	4275.	4306.	4275.	4306.	4275.	4306.	4275.	4306.	4275.
TOTAL SPACECRAFT	109777.	109646.	109777.	109646.	109777.	109646.	109777.	109646.	109777.	109646.
TOTAL UPPER STAGE	1456212.	1454227.	1456212.	1454227.	1455442.	1453457.	1455442.	1453457.	1455369.	1453384.
TOTAL VEHICLE	6444242.	6437875.	6398537.	6391214.	2436350.	2447547.	1826954.	1823866.	1818794.	1815783.

Рис. 11. Данные о ракете-носителе миссии «Аполлон-11»

Закключение. На основе данных, приведенных в проанализированных документах, проведен простой проверочный расчет (по формуле Циолковского). Полученные результаты оказались схожи

с представленными американскими специалистами. Однако оценивать их достоверность нельзя, так как существуют расхождения в исходных данных. Дальнейшую баллистическую оценку полета КК «Аполлон» на Луну необходимо проводить по циклограмме, начиная с момента времени полета, равного 11 103,9 с.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Heiken G., Jones E.M. *On the Moon: The Apollo Journals*. 1st ed. Springer Praxis Books, 2007, 498 p.
- [2] Chaikin A.L. *A Man On The Moon: The Voyages of the Apollo Astronauts*. Penguin, 2007, 720 p.
- [3] Голованов Я. *Правда о программе «APOLLO»*. Москва, Изд-во Яуза, 2000, 57 с.
- [4] Феодосьев В.И. *Основы техники ракетного полета*. Москва, Наука, 1979, 496 с.
- [5] Шунейко И. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики Saturn V Apollo. *Ракетостроение (Итоги науки и техники). Том 3*. Москва, Государственный комитет Совета министров СССР по науке и технике, 1973.
- [6] Первушин А. *Почему американцы точно были на Луне*. URL: <https://www.mirf.ru/science/lunnyy-zagovor-failed/> (дата обращения 15.01.2022).
- [7] Шубин П.С. *Программа «Аполлон» в секретных советских документах*. Москва, Голос-Пресс, 2020, 112 с.
- [8] Иванов И. *Факты слежения за программой «Аполлон»*. URL: <https://proza.ru/2020/01/20/1861> (дата обращения 15.01.2022).
- [9] Кудрявец А. *О прозе жизни в миссиях «Apollo»*. URL: http://andrew-vk.narod.ru/public/Apollo_FCS/fcs.html (дата обращения 15.01.2022).
- [10] Зотьев Д.Б. *Американцы были на Луне. Критика лунной конспирологии*. URL: <https://habr.com/ru/post/401135/> (дата обращения 15.01.2022).
- [11] *Saturn V launch vehicle flight evaluation report-AS-506 Apollo 11 Mission (NASA-TM-X-62558) MPR-SAT-FE-69-9*, September 20, 1969. George C. Marshall Space Flight Center. Хьюстон, 1969.
- [12] *Mission operation report Apollo 11 (AS-506). MISSION Report N M-932-69-11*. Apollo Program Office — MAO, 1969.
- [13] *Apollo 11 Mission (AS-506) Post Launch Mission Report M-932-69-11. N.A.A.S. Administration*. URL: <https://history.nasa.gov/afj/ap11fj/pdf/a11-postlaunch-rep.pdf> (дата обращения 15.01.2022).
- [14] *Apollo 11 lunar landing mission July 6, 1969. National Aeronautics And Space Administration*. Washington, D.C. 20546, 1969.
- [15] *Apollo 11 mission report MSC-00171. N.A.A.S. Administration*. URL: https://www.nasa.gov/specials/apollo50th/pdf/A11_MissionReport.pdf (дата обращения 15.01.2022).

Статья поступила в редакцию 22.03.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Казаков Г.В., Пономарев С.А., Селезнев К.В. Баллистическая оценка полетов серии «Аполлон» к Луне. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-12-2239>

Казаков Геннадий Викторович — канд. техн. наук, доцент, начальник управления ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России, почетный работник науки и техники Российской Федерации; автор более 100 публикаций. e-mail: kgv.64@mail.ru

Пономарев Сергей Александрович — д-р техн. наук, заместитель начальника отдела ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России; автор более 80 публикаций.
e-mail: pomomareovs@rambler.ru

Селезнев Константин Владленович — младший научный сотрудник ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России. e-mail: kgv.64@mail.ru

Ballistic evaluation of the Apollo missions to the Moon

© G.V. Kazakov, S.A. Ponomarev, K.V. Seleznev

Federal State Budgetary Institution “4th Central Research Institute” of the Ministry of Defence of the Russian Federation, Korolyov, Moscow Region, 141091, Russia

Materials from the US sources on the Apollo program were considered, and the presented data were evaluated from the point of view of external ballistics equations, flights of spacecraft to the Moon and their return to the Earth. The evaluation made it possible to determine inconsistency of the data (mass characteristics) in different documents relating to one object in the Apollo 11 mission. Inconsistencies were also found in the ballistic schemes for launching into the departure trajectory to the Moon, mooning, undocking and docking in the lunar orbit, braking maneuver to enter the lunar orbit, acceleration maneuver for returning to the Earth and braking maneuver for landing on the Earth's surface. Analysis of the lunar missions' documents formed the basis to ask questions that were not previously raised in such a formulation, and no answers were given to them. In particular, significant discrepancies in the initial data were found in the official documents on the US lunar missions. Reference orbit altitude before the second activation of the Saturn-5 3rd stage, the first space velocity at the Florida peninsula inclination and the second space velocity seem to be strange. Significant doubts are caused by acceleration schedule, projection of the flight path to the Earth and remoteness of the first stage impact area from the launch pad. In terms of the F-1 engines of the Saturn-5 launch vehicle first stage, thrust indicators of one engine and the total thrust of the first stage are not consistent. A conclusion is made that at present it is almost impossible to put into practice some of the maneuvers demonstrated in the US documents.

Keywords: apogee, external ballistics, fuel supply, Moon, lunar mission, orbit, departure trajectory, Apollo program, launch vehicle, launch weight, cyclograms

REFERENCES

- [1] Heiken G., Jones E.M. *On the Moon: The Apollo Journals*. 1st ed. Springer Praxis Books Publ., 2007, 498 p.
- [2] Chaikin A.L. *A Man on the Moon: The Voyages of the Apollo Astronauts*. Penguin Publ., 2007, 720 p.
- [3] Golovanov Y. *Pravda o programme “APOLLO”* [Truth about the APOLLO program]. Moscow, Yauza Publ., 2000, 57 p.
- [4] Feodosyev V.I. *Osnovy tekhniki raketnogo poleta* [Fundamentals of rocket flight technology]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 496 p.
- [5] Shuneiko I. Pilotiruemye polety na Lunu, konstruktsiya i kharakteristiki Saturn V Apollo [Manned flights to the Moon, design and characteristics of Saturn V Apollo]. In: *Raketrostroenie (Itogi nauki i tekhniki)* [Rocket Engineering (Results of Science and Technology)]. Vol. 3. Moscow, State Committee for Science and Technology of the Council of Ministers of the USSR, 1973.
- [6] Pervushin A. *Pochemu amerikantsy tochno byli na Lune* [Why the Americans were definitely on the Moon]. Available at: <https://www.mirf.ru/science/lunniy-zagovor-failed/> (accessed January 15, 2022).
- [7] Shubin P.S. *Programma “Apollon” v sekretnykh sovetskikh dokumentakh* [Apollo program in secret Soviet documents]. Moscow, Golos-Press Publ., 2020, 112 p.
- [8] Ivanov I. *Fakty slezheniya za programmoy “Apollon”* [Facts of tracking the Apollo program]. Available at: <https://proza.ru/2020/01/20/1861> (accessed January 15, 2022).

- [9] Kudryavets A. *O proze zhizni v missiyakh "Apollo"* [About the prose of life in the Apollo missions]. Available at: http://andrew-vk.narod.ru/public/Apollo_FCS/fcs.html (accessed January 15, 2022).
- [10] Zotiev D.B. *Amerikantsy byli na Lune. Kritika lunnoy konspirologii* [The Americans were on the Moon. Criticism of lunar conspiracy]. Available at: <https://habr.com/ru/post/401135/> (accessed January 15, 2022).
- [11] *Saturn V launch vehicle flight evaluation report-AS-506 Apollo 11 MISSION* (NASA-TM-X-62558) MPR-SAT-FE-69-9, September 20, 1969. George C. Marshall Space Flight Center. Houston, 1969.
- [12] Mission operation report Apollo 11 (AS-506) *MISSION Report N M-932-69-11*. Apollo Program Office — MAO, 1969.
- [13] Apollo 11 Mission (AS-506) Post Launch Mission Report M-932-69-11. *N.A.A.S. Administration*. Available at: <https://history.nasa.gov/afj/ap11fj/pdf/a11-postlaunch-rep.pdf> (accessed January 15, 2022).
- [14] Apollo 11 lunar landing mission July 6, 1969. *National Aeronautics and Space Administration*. Washington, D.C. 20546, 1969.
- [15] Apollo 11 mission report MSC-00171. *N.A.A.S. Administration*. Available at: https://www.nasa.gov/specials/apollo50th/pdf/A11_MissionReport.pdf (accessed January 15, 2022).

Kazakov G.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Head of Department, FSBI "4th Central Research Institute" of the Ministry of Defence of the Russian Federation, Honorary Worker of Science and Technology of the Russian Federation; author of more than 100 publications. e-mail: kgv.64@mail.ru

Ponomarev S.A., Dr. Sc. (Eng.), Deputy Head of Department, FSBI "4th Central Research Institute" of the Ministry of Defence of the Russian Federation; author of more than 80 publications. e-mail: ponomareovs@rambler.ru

Seleznev K.V., Junior Researcher, FSBI "4th Central Research Institute" of the Ministry of Defence of the Russian Federation. e-mail: kgv.64@mail.ru