

ВВЕДЕНИЕ

Часть II обзора «Программа «Аполлон» охватывает период работ по этой программе с 1 июня 1968 г. по 1 июня 1971 г. (Часть I, изданная ГОНТИ-1 в июле 1968 г., охватывала период с начала работ по программе по 1 июня 1968 г.). В период, рассматриваемый в части II обзора, начались пилотируемые полеты кораблей «Аполлон» в рамках летно-конструкторских испытаний, которые были завершены в четыре этапа (С, С', D и F), осуществлена первая высадка космонавтов на Луну (этап G), проведены все полеты в рамках этапа H. Во второй половине 1971 г. и в 1972 г., согласно существующим планам, должны быть осуществлены три полета лунных экспедиций в рамках этапа J, и на этом работы по программе «Аполлон» будут завершены. В табл. 1 приводятся основные сведения о всех пилотируемых полетах, осуществленных и запланированных в рамках программы «Аполлон», на рис. 1 показаны фактические участки высадки лунных экспедиций при полетах этапов G и H, а также расчетные участки высадки при полетах этапа J.

В части II обзора «Программа «Аполлон» основное внимание уделяется задачам, расчетным программам и фактическому ходу пилотируемых полетов кораблей «Аполлон VII», ..., «Аполлон XIV», совершенных в тот период, который охватывается обзором. Кроме того, часть II обзора включает в себя новые и уточненные сведения о корабле «Аполлон», ракетах-носителях, командно-измерительном и поисково-спасательном комплексах, типовой программе полета и пр., почерпнутые из открытых иностранных источников, опубликованных после выхода в свет части I обзора (июль 1968 г.). В ряде случаев для большей полноты, последовательности и связности изложения повторяется некоторая информация, опубликованная в части I. В части II приведено большое количество нового иллюстративного материала.

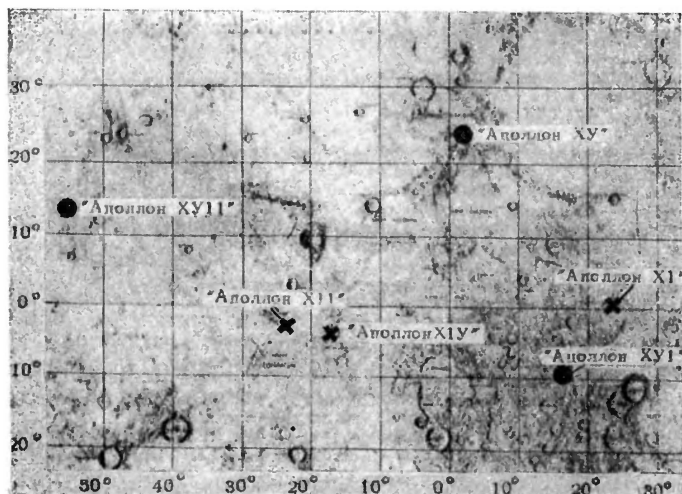


Рис. 1. Фактические (X) и расчетные (●) участки высадки лунных экспедиций в рамках программы «Аполлон».

Продолжение табл. 1

№ п/п	Корабль	Ракета-носитель	Команданты	Основные задачи	Время старта (по Гринвичу)	Координаты места посадки на Луне	Цели и длительность вылета на поверхность Луны	Длительность пребывания на Луне	Длительность пребывания на поверхности Луны	Координаты места посадки на Земле	Общая длительность полета	Выполнение задачи полета	Источники
6	«Аполлон XIII»	«Сатурн V» (AS-307)	Чарльз Конрад, Ричард Гордон, Алан Бин	Высадка на Луну. Длительность выхода на поверхность, грунта и дефлектора детекта аппарата «Сервепор III». Организация палатки на Луну, исследование Луны, исследование лунной кабина	14 ноября 1969 г. 16 час 22 мин	3,068° ю. ш., 23,416° з. д. Океан Вурь	4 час 01 мин + 33 час 54 мин	31 час 31 мин	86 час 57 мин (45 витков) орбите	15°46' ю. ш., 165°10' з. д.	10 суток 4 час 36 мин	Все задачи выполнены, кроме тепловизионной съемки Луны (из-за строящихся камер). На Землю доставлено ~ 36 кг образцов и детали аппарата «Сервепор III»	383—455
7	«Аполлон XIII»	«Сатурн V» (AS-308)	Джеймс Ловелл, Джон Свигерт, Фред Хейс	Высадка на Луну. Длительность выхода на поверхность для установки прибора нового грунта. Организация палатки на Луну, исследование Луны, исследование лунной кабина	11 апреля 1970 г. 19 час 13 мин	—	—	—	—	21°38' ю. ш., 165°23' з. д.	5 суток 22 час 54 мин	Ни одна из задач не выполнена (кроме организации палатки на Луну (использования детектора «Земля-Луна»)). На Землю доставлено ~ 36 кг образцов и детали аппарата «Сервепор III»	479—547
8	«Аполлон XIV»	«Сатурн V» (AS-309)	Алан Шепард, Стюарт Рюса, Эдгар Митчелл	Высадка на Луну. Длительность выхода на поверхность и вылета образцов для нового грунта. Организация палатки на Луну, исследование Луны, исследование лунной кабина	31 января 1971 г. 21 час 03 мин	3°40'27" ю. ш., 17°21'58" з. д. Блиса Мора Фрей Мэрио	4 час 45 мин + 33 час 29 мин	33 час 30 мин	66 час 38 мин (35 витков)	27°22' ю. ш., 172°40' з. д.	9 суток 00 час 02 мин	Все задачи выполнены, кроме тепловизионной съемки Луны (использования детектора «Земля-Луна»)). На Землю доставлено ~ 43 кг образцов нового грунта	676—748
9	«Аполлон XV»	«Сатурн V» (AS-510)	Дэвид Скотт, Ален Спидер, Джеймс Ирвин	Высадка на Луну. Три вылета на поверхность Луны с селеноцентрической орбиты. Доставка на эту орбиту аппаратуры для исследования Луны, исследования Луны, исследования лунной кабина	30 ноября 1971 г. 13 час 34 мин	28,59° с. ш., 2° ю. ш. Халди	7 ч 17 мин + 6 час	67 час	~ 6 суток	Тихий океан	12 суток 7 час 56 мин	630—635	
10	«Аполлон XVI»	«Сатурн V» (AS-511)	Джон Янг, Томас Смит, Чарльз Дюк	Высадка на Луну. Длительность выхода на поверхность для установки прибора, грунта и дефлектора детекта аппарата «Сервепор III». Организация палатки на Луну, исследование Луны, исследование лунной кабина	Марта 1972 г.	16°10' ю. ш., 16°35' в. д. Блиса Мора Фрей Мэрио	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток
11	«Аполлон XVII»	«Сатурн V» (AS-512)	Дуэйн Серпан, Дональд Эйвинс, Джо Энгел	Высадка на Луну. Длительность выхода на поверхность для установки прибора, грунта и дефлектора детекта аппарата «Сервепор III». Организация палатки на Луну, исследование Луны, исследование лунной кабина	Дектябрь 1972 г.	14,36° с. ш., 56,34° з. д. Блиса Мора Фрей Мэрио	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток	~ 12 суток

КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ «АПОЛЛОН»

1. ПРИНЦИПЫ, ПОЛОЖЕННЫЕ В ОСНОВУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, РАЗРАБОТКИ И ОТРАБОТКИ

Руководители NASA в ряде своих выступлений перечисляли некоторые основные принципы, положенные в основу проектирования, разработки и отработки кораблей «Аполлон».

1. Максимальное использование опыта предыдущих пилотируемых космических полетов. Это обеспечивалось, в первую очередь, привлечением к анализу, оценке и обсуждениям проекта корабля «Аполлон» научных работников и инженеров, участвовавших в свое время в разработке пилотируемых кораблей-спутников «Меркурий» и «Джемини» [470].

2. Создание корабля возможно более простым в своей основе, а затем дублирование всех узлов, систем и деталей, отказ которых мог бы привести к аварии или помешать выполнению задач полета. Примером стремления к простоте может служить выбор для ЖРД камер с абляционным покрытием вместо регенеративной системы охлаждения, а также выбор самовоспламеняющегося топлива, что позволило обойтись без воспламенительных устройств. Примером дублирования является, в частности, установка трех батарей топливных элементов, хотя полет на Луну с возвращением на Землю могла бы обеспечить одна батарея. Клапаны, регуляторы, конденсаторы и диоды задублированы с последовательно-параллельным соединением, так что «заклинивание» какого-либо одного устройства в положении «открыто» или «закрыто» к аварии не приводит [460].

3. Максимальное использование отработанных технических решений узлов и систем. Разработка новых узлов и систем, где этого нельзя было избежать, санкционировалась только в том случае, когда одновременно предусматривались запасные узлы и системы.

4. Уделение особого внимания надежности оборудования и соблюдению требований безопасности полета [470].

5. Строгий запрет разработчикам после определенного момента вносить усовершенствования в конструкцию и оборудование, какими бы многообещающими эти усовершенствования ни казались.

Исключения делались только для тех усовершенствований, которые явным образом повышали безопасность полета [180]. Для того чтобы из предлагаемых изменений отбирать только совершенно необходимые, был создан специальный Контрольный комитет, состоящий из руководящих работников Центра MSC и промышленных фирм. В качестве консультантов Комитет привлекал ведущих специалистов по системам, ученых, специалистов по космической медицине, космонавтов, специалистов, обеспечивающих полет кораблей. В период между июнем 1967 г. и июлем 1969 г. Комитет провел 90 заседаний и рассмотрел 1697 предложений об изменениях. Из них было принято 1341. Комитет рассматривал только те изменения, которые считались необходимыми для обеспечения безопасности полета. При внесении изменений учитывались не только отказы при испытаниях в рамках программы «Аполлон», но и отказы аналогичных узлов и деталей при испытаниях и полетах в рамках других программ [460].

6. Упрощение управления бортовыми системами. Космонавт, облаченный в скафандр, должен иметь возможность один производить все «критические» операции по управлению кораблем [470].

7. Освобождение космонавтов от тех функций, которые можно переложить на автоматические системы. Эта тенденция появилась уже на продвинутой стадии разработки корабля, когда был накоплен определенный опыт. Выразилась она, например, в том, что вводимые в бортовую ЦВМ программы обеспечения встречи на орбите были пересмотрены, с тем чтобы уменьшить потребный объем информации, вводимой в ЦВМ космонавтами [460].

8. Сведение до минимума участие космонавтов в выявлении причин и устранении неисправностей. Первоначально предусматривалось, что космонавты будут принимать активное участие в таких операциях, в частности, заменять неисправные компоненты запасными, но позже от этого отказались по следующим причинам:

- длительность полета корабля «Аполлон» сравнительно невелика, и надежную работу оборудования можно обеспечить путем дублирования, не прибегая к замене компонентов;

- наличие дополнительных соединений, необходимых для проверки и замены компонентов в полете, снижает общую надежность;

- для хранения запасных компонентов пришлось бы предусмотреть место, что при ограниченном объеме корабля затруднительно;

- чтобы члены экипажа могли обнаруживать неисправные компоненты и заменять их, космонавтов пришлось бы специально готовить, в частности, детально знакомить с бортовыми системами, в то время как на Земле имеются специалисты, досконально знакомые с этими системами и способные уделить все свое внимание возникающим проблемам;

- поиски причин неисправностей и операции по их устранению нарушили бы нормальный график работы, отдыха и питания космонавтов;

- на Земле получают больше данных, чем на борту: помимо считываемых космонавтами показаний приборов, во время полета

на Землю поступает телеметрическая информация по 330 каналам, а во время предстартовой подготовки и проверки — по 1100 каналам. Кроме того, на Земле имеются значительно более эффективные средства для анализа причин неисправностей и выработки мер по их устранению (комплексы вычислительных машин, моделирующие устройства, чертежи и спецификации) [470].

9. Сведение до минимума числа связей между отдельными элементами ракетно-космического комплекса, что облегчает, в частности, автономные испытания и проверки. Так, ракета-носитель «Сатурн V» соединяется с кораблем «Аполлон» только 100 электрическими проводами, причем большинство из них относится к системе обнаружения неисправностей; основной блок корабля с лунной кабиной связан всего 36 проводами [460, 470].

10. Обеспечение надежности в основном путем наземной отработки, с тем чтобы в полете производить лишь ту отработку, которую при современном уровне техники невозможно осуществить на Земле. Это стало возможным благодаря наличию эффективной экспериментальной базы для наземных испытаний. При наземных испытаниях значительно облегчаются измерения, повышается их точность и имеется возможность осмотра после испытаний. Принцип максимальной наземной отработки продиктован также очень высокими затратами на летные испытания, которые стремятся свести до минимума [47].

По заявлению руководителей программы «Аполлон», ход пилотируемых полетов корабля «Аполлон» на этапах C—G доказал правильность перечисленных выше основных принципов. При этих полетах наблюдалось сравнительно небольшое число отказов и отклонений от расчетных режимов (табл. 2), и они не повлияли на общий успех полетов. Подобная статистика отказов для полетов этапа Н в использованных источниках не публиковалась.

Таблица 2 [460]

Отказы и отклонения от нормальных режимов при запусках пилотируемых кораблей «Аполлон»

Корабль	Этап	Число отказов и отклонений	
		Основной блок	Лунная кабина
„Аполлон VII“	C	22	Отсутствовала
„Аполлон VIII“	C'	8	Отсутствовала
„Аполлон IX“	D	14	12
„Аполлон X“	F	23	15
„Аполлон XI“	G	9	13

2. ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ И ГАБАРИТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Корабль «Аполлон» (рис. 2) состоит из основного блока (command/service module) и лунной кабины (lunar module). Основной блок, в свою очередь, делится на отсек экипажа (command module) и двигательный отсек (service module), а лунная кабина — на посадочную ступень (descent stage) и взлетную ступень (ascent stage).

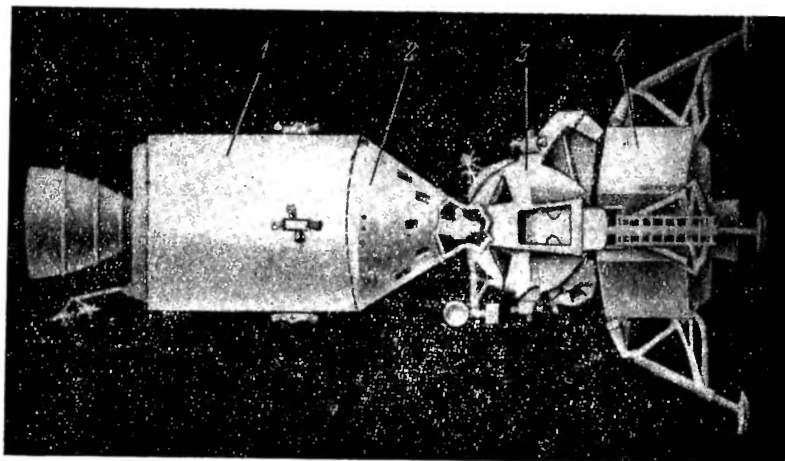


Рис. 2. Космический корабль «Аполлон» на лунной траектории
1 — двигательный отсек; 2 — отсек экипажа; 3 — взлетная ступень лунной кабины; 4 — посадочная ступень лунной кабины

При старте (рис. 3) основной блок соединяется с ракетой-носителем переходником, внутри которого размещается лунная кабина, а на основном блоке устанавливается система аварийного спасения (САС). Таким образом, полезная нагрузка ракеты-носителя включает в себя собственно корабль, переходник и САС.

В табл. 3 приведены номинальные весовые и габаритные характеристики корабля «Аполлон», а также фактические характеристики пилотируемых кораблей «Аполлон VII», ..., «Аполлон XII» (соответствующие характеристики кораблей «Аполлон XIII», ..., «Аполлон XVII» в использованных источниках не приводились).

3. ОСНОВНОЙ БЛОК КОРАБЛЕЙ «АПОЛЛОН» ДЛЯ ПОЛЕТОВ ЭТАПОВ С—Н

Компоновка, общие сведения

Основной блок (рис. 4—6) состоит из отсека экипажа (рис. 7) и двигательного отсека (рис. 8).

Габаритные и весовые характеристики основного блока указаны в табл. 3. Объем кабины космонавтов в отсеке экипажа 6 м³,

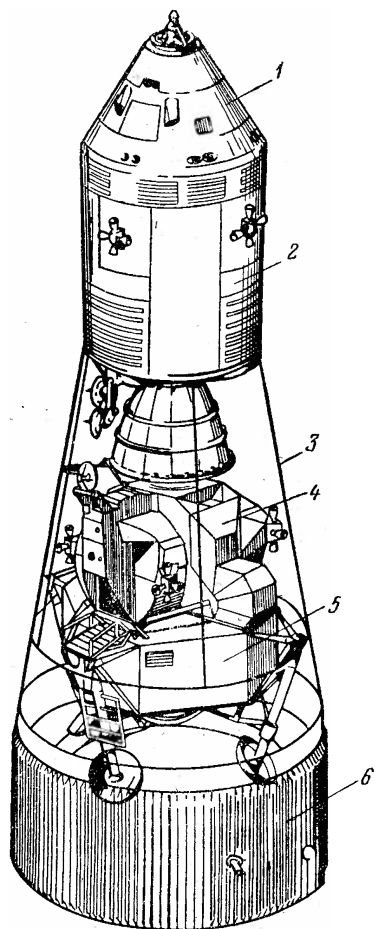


Рис. 3. Космический корабль «Аполлон» при старте (без САС)

1 — отсек экипажа; 2 — двигательный отсек; 3 — переходник между ракетой-носителем и кораблем «Аполлон»; 4 — взлетная ступень лунной кабины; 5 — посадочная ступень лунной кабины; 6 — отсек оборудования ракеты-носителя

Основные весовые и габаритные характеристики кораблей «Аполлон»

Характеристики		Номи- нальные	„Аполлон VII“	„Аполлон VIII“	„Аполлон IX“	„Аполлон X“	„Аполлон XI“	„Аполлон XII“
Корабль в целом	Общий вес, <i>т</i>	43,580	14,700	28,871	36,551	42,863	43,860	43,904
	Вес топлива, <i>т</i>	29,404				28,911	30,068	29,965
	Длина, <i>м</i>	17,68	10,70	10,70	17,68	17,68	17,68	17,68
Отсек эки- пажа	Общий вес, <i>т</i>	5,580	5,750	5,621	5,625	5,569	5,556	5,608
	Вес топлива, <i>т</i>	0,111	0,111	0,111	0,111	0,111	0,111	0,111
	Длина, <i>м</i>	3,48	3,48	3,48	3,48	3,48	3,48	3,48
	Диаметр (макс.), <i>м</i>	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90
Двигательный отсек	Общий вес, <i>т</i>	23,300	8,950	23,250	16,401	23,301	23,243	23,180
	Вес топлива, <i>т</i>	18,485		19,108		19,108	19,108	19,108
	Длина, <i>м</i>	7,50 (в том числе длина сопла, высту- пающего из кор- пуса, 2,50 <i>м</i>)	7,50	7,50	7,50	7,50	7,50	7,50
	Диаметр, <i>м</i>	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90
Основной блок в целом	Общий вес, <i>т</i>	28,880	14,700	28,871	22,026	28,870	28,809	28,788
	Вес топлива, <i>т</i>	18,596		19,219		19,219	19,219	19,219
	Длина*, <i>м</i>	10,70	10,70	10,70	10,70	10,70	10,70	10,70
	Диаметр (макс.), <i>м</i>	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90	3,90
Посадочная ступень	Общий вес, <i>т</i>	10,258	—		10,074	10,359	10,243	10,342
	Вес топлива, <i>т</i>	8,165	—		8,139	8,226	8,210	8,131
	Длина, <i>м</i>	3,22	—		3,22	3,22	3,22	3,22
	Поперечный раз- мер корпуса, <i>м</i>	4,29	—		4,29	4,29	4,29	4,29
	Размах по опо- рам шасси, <i>м</i>	9,40	—		9,40	9,40	9,40	9,40