



**Николай Иванович Игнатьев** окончил ХАИ в 1962 г., после чего 5 лет работал в авиапромышленности.

В течение последующих 33 лет работал в КБЭ «Электроприборостроения» (ныне АО «Хартрон»), принимая участие в создании систем управления ракетно-космической техники.

ЧАСТЬ I

# ЗВЕЗДНЫЙ ЧАС «САТУРНА»

*Как быстро летит время!  
Кажется, совсем недавно весь мир был в ожидании начала «путешествий в ракете», а мы слушали веселую песенку о том, что «наш Вася самым первым будет на Луне».*

*Трудно сказать, кого имели в виду сочинители этой песенки. Но, конечно же, не Василия Павловича Мишина, ставшего после смерти Сергея Павловича Королева руководителем советской лунной программы, и уж никак не голубоглазого американца.*

## Закулисная история

Прошло чуть более пятидесяти лет с начала Космической эры, более сорока лет после полета первого человека в космос. Но уже появились обвинители, которые приводят «абсолютно убедительные доказательства», что Гагарин не летал в космос. Много уже есть «исследователей», убежденных в том, что не было величайшего достижения человечества, что американский флаг был установлен не в Море Спокойствия, а водружался на секретной съемочной площадке в земных условиях, что в США осуществлена грандиозная фальсификация в политических и коммерческих целях.

Но праздник 12 апреля 1961 года был. Остались и следы первых землян на пыльной поверхности спутницы Земли. Незамеченной осталась не столь уж значимая, но все же круглая дата — полвека назад, весной 1957-го, первая летная ракета Р-7, королевская «семерка», была доставлена на техническую позицию Научно-испытательного полигона №5 Министерства обороны СССР. Хотя ее запуск, состоявшийся несколько месяцев спустя, был неудачным, но непосредственный штурм космических высот начался именно тогда. Ведь именно с помощью «семерки» на околоземную орбиту был запущен Первый искусственный спутник Земли, простейший, но его появление стало началом новой эры, Космической. Спутник произвел переворот в сознании американцев о Советском Союзе. Дальнейшие успехи СССР в космических делах послужили мощным стимулом для Соединенных Штатов, так как они несколько подорвали их престиж в области освоения космоса, да и в научно-техническом превосходстве над другими странами тоже.

Событие 12 апреля 1961 года произвело такое же впечатление на мир, как и Первый спутник. В тот же день у президента Кеннеди состоялась пресс-конференция, где ему был задан вопрос по поводу отставания США в области космических исследований.



Президент США Дж. Кеннеди объявляет о начале программы по высадке человека на Луну. 25 мая 1961 г.

Два дня спустя обеспокоенный Президент вызвал к себе своих советников, чтобы проконсультироваться в связи с полетом Гагарина. Выслушав их, Кеннеди задал вопрос: «... есть ли какой-то участок, где мы могли бы с ними сравняться? Что мы можем сделать? Можем ли мы первыми облететь вокруг Луны? Можем ли первыми высадить на Луну человека?»

Через несколько дней Кеннеди начал действовать.

Политики и руководители Страны Советов не очень серьезно восприняли выступление президента США Джона Ф. Кеннеди в Конгрессе 25 мая 1961 года, через полтора месяца после полета Гагарина. Его речь, своего рода вторичное послание (вопреки традиции) «О положении страны», заняла 48 минут и содержала сюрприз.

В связи с полетами в космос, к тому времени осуществленными в Советском Союзе, Джон Кеннеди заявил:

*«Если мы хотим выиграть битву, развернувшуюся во всем мире между двумя системами, если мы хотим выиграть битву за умы людей, то последние достижения в овладении космосом должны объяснить всем нам влияние, оказываемое этими событиями повсюду на людей, которые пытаются решить, по какому пути им следует идти...»*

*Совместно с вице-президентом, являющимся председателем Государственного совета по исследованию космоса, мы выяснили, где мы можем и где не можем добиться успеха. Наступило время..., когда страна должна занять ведущее место в достижениях по освоению космоса, которые в известном смысле будущее...»*

*Мы стали свидетелями того, что начало достижениям в космосе было положено Советским Союзом благодаря имеющимся у него мощным ракетным двигателям. Это обеспечило Советскому Союзу ведущую роль на многие месяцы.*

*Мы имеем основание полагать, что Советский Союз использует свои преимущества для еще более впечатляющих достижений. Тем не менее, мы обязаны направить свои усилия в этом же направлении. Сейчас мы не можем дать гарантию, что будем когда-нибудь первыми в этой области, но можем гарантировать, что не пожалеем труда для достижения этой цели».*

И тогда же:

*«Я убежден, что наша страна должна взять на себя обязательство еще до истечения нынешнего десятилетия высадить человека на Луну с благополучным возвращением на Землю. Ни один космический проект в этот период не*

произведет на человечество более сильного впечатления, не будет важнее с точки зрения перспектив исследования космоса, не потребует столь значительных средств для своего выполнения».

И попросил дополнительных ассигнований Национальному управлению по авионавтике и исследованию космического пространства (NASA).

А за три недели до выступления Президента директор NASA Джеймс Уэбб, представитель NASA Роберт Симанс, министр обороны Роберт Макнамара и Джон Рубел из Пентагона собрались для выработки меморандума, суть которого заключалась в том, что США должны попытаться осуществить высадку человека на Луну: американцы не хотели стать второразрядной страной.

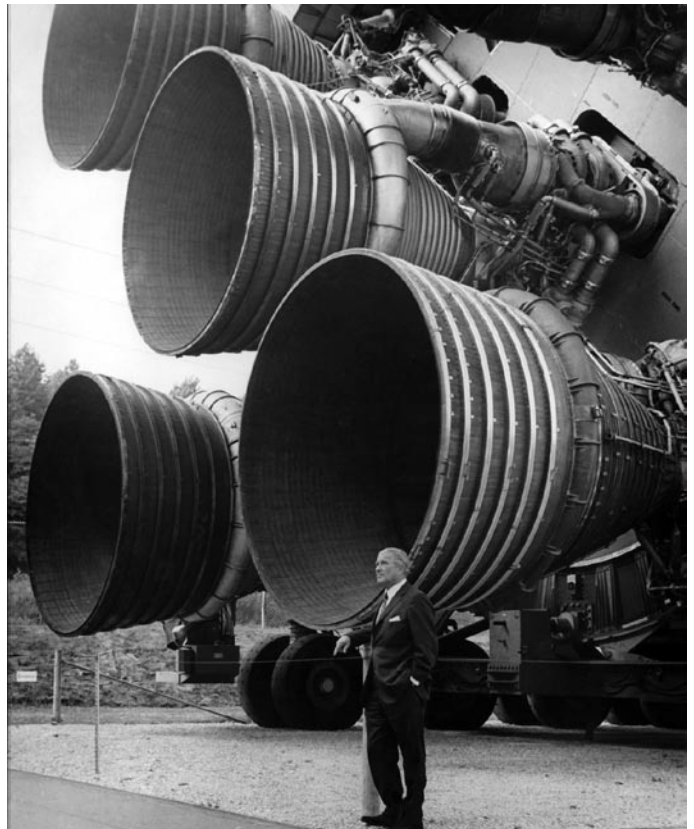
### Реализация задуманного

Ради восстановления престижа США обратились к Луне, взялись реализовать грандиозную программу, получившую название «Apollo» («Аполлон»). Президент США Дж. Кеннеди объявил выполнение этой программы национальной задачей. Мы же, завороженные своими бесспорными новыми успехами, недооценили вызов, брошенный Президентом США.

В свое время советники президента Эйзенхауэра по научной части резко выступали против высадки человека на Луну. Советники по науке у Кеннеди также не были в восторге от такой идеи, но поддержка Конгресса сделала возможным уже через год начать работы и привести в действие ресурсы страны.

Исполнение программы возложили на NASA\*.

\* Американское Национальное Управление по Авионавтике и Исследованию Космического Пространства (National Aeronautics and Space Administration — NASA, в



В. Браун на фоне своего детища - двигательной установки первой ступени носителя Saturn

русской аббревиатуре — НАСА) было учреждено специальным законом, принятым Конгрессом США в 1958 году.

Были определены цели расширенной программы деятельности, основные направления работ, а также главные черты и принципы управления. Здесь пригодился организационный опыт Манхэттенского инженерного округа, Управления специальных проектов.

Более восьми лет в США шла напряженная работа, потребовавшая громадных сил и средств. Шли на любые затраты: на решение поставленной задачи были выделены немалые средства — около 470 долларов из расчета на каждую американскую семью. В пиковый период в работах по этой программе участвовало около полумиллиона человек из 20 тысяч фирм.

США рассчитали: проект создавался на грани возможностей технологии самой передовой и самой богатой страны. Отсюда уверенность — никто не сможет опередить их на пути к Луне.

Проводилось интенсивное обсуждение многих проектов ракетно-космического комплекса для полета на Луну с целью поиска лучшего варианта. Основные проектные решения по намеченной космической программе были определены в 1962 году — предусматривался полет трех астронавтов с высадкой двух из них на поверхность Луны.

В конце концов, детальному анализу были подвергнуты три возможных варианта решения проблемы:

- метод встречи на земной орбите, требующий раздельного запуска обитаемого космического корабля;
- прямой полет;
- метод LOR (Lunar Orbital Rendezvous — «Встреча на лунной орбите»).

Прямой полет на Луну, при котором ракета весом ~5000 тонн, использующая обычные химические топлива, обеспечивала выполнение задачи и возвращение космонавтов на Землю. Такая ракета, названная «Нова», была бы в 40 раз тя-



Первая ступень носителя (блок S-I) Saturn V в космическом центре им. Кеннеди

желее любой из применявшихся в то время американских ракет, поэтому указанный проект был отклонен, как весьма далекий от реализации.

Но еще в апреле 1957 года под руководством Вернера фон Брауна были начаты исследования возможности создания двухступенчатой ракеты-носителя общей тягой 680 т на основе связки уже разработанных двигателей. В августе 1958 года Управление перспективного планирования научно-исследовательских работ США официально открыло работы по созданию такой ракеты, названной Saturn S-1 ("S-1"). Образованное в 1958 году Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства приняло этот проект от Управления перспективного планирования. 18 января 1960 года проект был одобрен, за ним признали высший приоритет, то есть он получил преимущество в ассигновании, обеспечении материальными ресурсами, сроках работ по сравнению с другими проектами подобного типа.

Хотя использование ракет "S-1" для доставки астронавтов на Луну по первому варианту являлось теоретически возможным, понадобилось бы шесть таких ракет для вывода на низкую околоземную орбиту отсеков, из которых можно было бы собрать космический корабль «Аполлон». Однако тогда еще не были осуществлены операции встречи на орбите и стыковки, и этот вариант был отклонен, как дорогой и проблематичный.

В NASA после анализа возможных вариантов пришли к решению, что метод LOR, включающий операцию встречи на окололунной орбите, позволит наиболее эффективно использовать носитель и с наибольшим успехом осуществить программу Apollo в наиболее короткий из практически достижимых сроков.

Решено было сажать на Луну не весь космический корабль, стартовавший с Земли, а только относительно небольшую его часть — лунный модуль. Основной блок корабля должен был быть в это время на окололунной орбите. Такая схема оказалась экономичнее в смысле веса по сравнению с посадкой на Луну всей экспедиции.

В результате проработок появился ни на что земное непохожий четырехногий «паук». Основной блок выглядел более привычно — цилиндр, увенчанный коническим отсеком, в котором во время путешествия к Луне и обратно должен был находиться экипаж экспедиции.

Подробности борьбы за метод высадки стали известны читающей публике только в 1969 году, когда «Лайф» опубликовал статью Дэвида Шеридана «Как идея, которую никто не хотел признавать, превратилась в лунный модуль».

Как выяснилось, здесь не обошлось без небольшой книги полтавчанина Александра Шаргея, вошедшего в историю под именем Юрия Кондратюка.

Обеспечение достаточно высокой надежности, принятой для реализации схемы полета, потребовало создания уникальных технических средств. Одним из них стала мощная ракета-носитель со стартовым весом ~3000 т, способная вывести на околоземную орбиту свыше ста тонн полезной нагрузки, и в январе 1962 года было принято решение о ее разработке.

И опять выручил Америку «ракетный барон» — трофей из поверженной фашистской Германии, ставший гражданином США.

Дело в том, что руководимая Вернером фон Брауном группа конструкторов в Редстоунском армейском арсенале в Хантсвилле разработала к тому времени проект целого семейства ракет-носителей под общим названием «Сатурн».

Было проработано не менее 30 вариантов компоновочных схем тяжелых носителей семейств с разными двигателя-



*Старт носителя Saturn I*

лями и компонентами топлива, с одноразовыми и спасаемыми ступенями, рассчитанных на выведение на околоземную орбиту грузов массой от 40 до 100 тонн и более. Кроме того, специалисты приступили к созданию жидкостного ракетного двигателя с топливной парой «водород-кислород» тягой более 600 тонн и довели его до стендовых испытаний. Исследования показали, что водородно-кислородное топливо оптимально для верхних ступеней ракет, на первой же лучше использовать керосин.

Было принято решение ориентироваться на блочное построение: идея позже реализована в пяти основных типах многоступенчатых систем Saturn от S-1 до S-5, но до испытаний довели только S-1 и S-5. Первая из них была использована для выведения кораблей типа Apollo на орбиту ИСЗ, а Saturn V — для выведения кораблей Apollo к Луне.

Разработка двухступенчатой ракеты из этой серии — «Сатурн-1», — которая при стартовой массе 512 тонн могла вывести на круговую околоземную орбиту полезную нагрузку в 10 тонн, близилась к завершению.

Фон Браун и предложил на основе ее создавать необходимый носитель.

Остановились на варианте трехступенчатой ракеты, названной «Сатурн V» (англ. Saturn V) с пятью двигателями F-1 на первой ступени. При стартовой массе около трех тысяч тонн она обещала доставить на круговую околоземную орбиту высотой 185 км полезную нагрузку в 139 тонн.

Забегая вперед, заметим, что на завершающем этапе реализации задуманного к Луне уходили корабли массой до 48,5 тонн. Например, масса Apollo 11 составила 42862 кг, при общем весе системы в 2877,7 т.

Для разработки уже конкретного носителя на базе Редстоунского арсенала был создан исследовательский Центр имени Маршалла под руководством Вернера фон Брауна.

Учитывая, что разработка такой мощной ракеты займет много времени, NASA решило усовершенствовать ракету

«S-1» — первой из семейства Saturn, с тем, чтобы начать отработку корабля «Аполлон» на околоземных орбитах еще до введения в эксплуатацию ракеты-носителя Saturn V.

Первый пуск Saturn S-1 (миссия SA-1\*) состоялся 27 октября 1961 года, ракета выполнила успешно баллистический бросок. Состояла она из натурной первой ступени S-1, макета ступени S-4, «заправленной» водой, и головной части, имитирующей ступень S-5 и полезную нагрузку. Тяга восьми двигателей первой ступени в момент старта составила ~588 тонн. Ракета достигла высоты 136,5 км и преодолела расстояние 410 км. Этот пуск свидетельствовал, что монополии СССР на мощные ракеты-носители приходит конец.

\* Обозначение SA (сокращение от Saturn/Apollo) использовалось при пусках РН Saturn I

25 апреля 1962 года состоялся запуск SA-2. Баки II и III ступеней ракеты-носителя Saturn-1 были заполнены водой, в качестве балласта. Восемь ЖРД в момент старта развили суммарную тягу 590 тонн, работали они 115 секунд. Ракета достигла высоты 104 км. Через 160 секунд после запуска по сигналу с Земли РН была ликвидирована.

28 мая 1964 года был осуществлен седьмой запуск ракеты Saturn S-1 (SA-6) с целью «продолжить оценку качества данной РН и создать основу для разработки более мощных ракет семейства Saturn». В процессе этого испытания на околоземную орбиту высотой 228 км был выведен экспериментальный образец командного отсека корабля Apollo упрощенной конструкции.

25 мая 1965 года РН Saturn I (SA-8) вывела макет блока корабля Apollo массой 4400 кг.

Ракета Saturn S-1, на этапе летных испытаний переобозначенная как Saturn I, установила уникальное для тех лет достижение — все ее 10 пусков для испытания систем ракеты были успешными, в том числе 5 с выводом на орбиту макетов блока корабля Apollo и ИСЗ «Пегас». В шестом и седьмом полетах отрабатывалась система отделения космического корабля и система аварийного спасения. Вплоть до шестого полета запускались макеты блоков корабля для оценки нагрева и работоспособности конструкции.

Создание носителя Saturn I, который на четверть превзошел по стартовой тяге королевскую «семерку» (ракету Р-7, 8К71), и первый его пуск дали возможность фон Брауну получить госзаказ на разработку уникальной ракеты Saturn V. Этапным в судьбе этого носителя стало 9 ноября 1967 года. В этот день ракета-носитель стартовала впервые, унося на околоземную орбиту космический корабль Apollo 4 (орбитальный блок и макет лунной кабины).

На советских специалистов, занимавшихся космическими ракетами, успех самого первого полета Saturn V, да еще в заранее объявленный день и час, произвел колоссальное впечатление. Но средства массовой информации никак не отреагировали по этому поводу.



Монтаж корабля Apollo 11 на носитель Saturn V

В Соединенных Штатах, конечно, имели сведения о разработке в СССР мощной ракеты Н-1, но достаточно долго не знали, для какой цели она предназначалась. Только в марте 1967 года стало известно, что СССР ставит целью опередить американцев в высадке человека на Луну. И началась гонка, именуемая ныне лунной. Шла она под флагом соревнования с Советским Союзом, страной, которая не только открыла космическую эру, но и активно включилась в исследование Луны. Каждая из противоборствующих сторон стремилась доказать превосходство своей идеологии. И ради этого шла на любые затраты.

Более того, именно программа «Сатурн-Аполлон» подтолкнула советскую сторону. До этого «фирма» Королева занималась ракетой Н-1, предназначенной совсем для других целей — для Марса, а не для Луны. А когда стала известна цель американской лунной программы (проект «Сатурн-Аполлон»), руководство страны поручило разработать проект такой экспедиции на Луну с возвращением на Землю трем ведущим ОКБ, возглавляемым Королевым, Янгелем и Челомеем. В результате рассмотрения предложенных ими проектов выбрали разработанный в ОКБ-1 под руководством Королева. Ракета Н-1 была к тому времени запущен-



Saturn V в национальном музее по авиации. На экспозиции представлены: первая ступень (блок S-I), вторая ступень (блок S-II), третья ступень (блок S-IVB), лунный корабль Apollo

на в производство, ее пришлось только несколько «подрастить» — стартовую массу увеличили с 2200 тонн до 3000 да поставили на первую ступень 30 двигателей вместо 24.

За месяц до старта Apollo 7 советский «Зонд-5» (беспилотный вариант космического корабля 7К-Л1, предназначенного для облета Луны двумя космонавтами) впервые вернулся на Землю, обогнув Луну. 10—17 ноября 1968 года этот маневр повторил «Зонд-6».

Гонка к Луне обострилась. У NASA появились основания спешить. А отработка лунной кабины отставала от графика. Тогда второй пилотируемый Apollo было решено направить к Луне, а испытания корабля в полном составе перенести на полет Apollo 9. Поменяли местами и экипажи космических кораблей.

Запланированный полет Apollo 8 начался в ранее назначенный день. 21 декабря 1968 года со стартовой площадки №39А космического Центра имени Дж. Кеннеди был произведен запуск AS-503\* с космическим кораблем Apollo 8. Полный начальный вес ракетно-космического комплекса на стартовом столе составил 2283771 кг. В 12:51:00 (по Гринвичу) ракета-носитель Saturn V оторвалась от стартового стола. Пять ее двигателей развили суммарную тягу 3434 тонны. Через 11 минут 32 секунды отключился двигатель третьей ступени носителя. Ступень и пристыкованный к ней корабль Apollo 8, состоящий только из командного модуля, вышли на начальную низкую околоземную орбиту (расчетная круговая орбита имела высоту 191,5 км).

\* *Запуски по программе Apollo имели обозначения AS — Apollo/Saturn (AS-201, ..., AS-502 и т.д. — первая цифра указывала на тип ракеты-носителя: 2 — Saturn 1B; 5 — Saturn 5; остальные две — заводской номер).*

На втором витке в 15:41:31 (по Гринвичу) двигатель третьей ступени включился вторично. Увеличив за 5 мин 12 секунд скорость на 3200 км/с, третья ступень Saturn V вывела Apollo 8 на траекторию полета к Луне. 24 декабря Apollo 8 вышел на круговую окололунную орбиту. И Земля впервые услышала описание поверхности Луны из уст людей, приблизившихся к ней на расстояние в 112 км.

Репортаж вели:

Frank Frederick BORMAN (Фрэнк Фредерик Борман),

James Arthur LOVELL, Jr. (Джеймс Артур Ловелл),

William Alison ANDERS (Уильям Элисон Андерс).

Полет вокруг Луны длился 20 часов 7 минут.

25 декабря на 10 витке вокруг Луны (в момент времени T+89 час 15 мин 07 сек) экипаж включил маршевый двигатель, обеспечив переход корабля на траекторию возвращения к Земле.

Прошло семь лет после выступления Джона Кеннеди, и на пусковой стенд полигона на мысе Кеннеди (в дни скорби по поводу трагической гибели Кеннеди так переименовали мыс Канаверал) была доставлена ракета-носитель Saturn V с космическим кораблем Apollo 11 под головным обтекателем.

Целью космического рейса была высадка двух астронавтов на поверхность Луны и возвращение всего экипажа на Землю.



Внутренний интерьер кабины лунного модуля

16 июля 1969 года в 13:32 GMT на стартовой площадке №39А Космического центра им. Дж. Кеннеди заработали двигатели ракеты Saturn V, развившие общую тягу 3471,7 тс, и в космос ушел Apollo 11.

Это был главный запуск в жизни фон Брауна, и он пригласил на него Германа Оберта, которого считал своим учителем.

А 21 июля 1969 года (поздно вечером по Вашингтонскому времени) Neil Armstrong (Нейл Армстронг) впервые в истории земной цивилизации распахнул люк в мир иного небесного тела и начал осторожный спуск по лестнице. Ступив на предпоследнюю ступеньку, Армстронг открыл люк, в котором находились необходимые инструменты, пластиковые мешки для лунного грунта. Откинулась полка со смонтированной на ней телекамерой. Олдрин, находясь в кабине, включил ее, и на экранах телевизоров землян появилось изображение лунного пейзажа в лучах утреннего Солнца и черного неба. С нижней ступеньки лестницы Армстронг перешел на одну из опор посадочного шасси и, стоя на ней правой ногой, левой коснулся лунного грунта:

в 2 часа 56 минут 20 секунд (по Гринвичу, 22:56:20 — по Вашингтонскому, в 109 час 24 мин — по бортовому времени) 21 июля 1969 года на поверхности Луны впервые отпечатался след ноги человека: 38-летнего летчика-испытателя, улыбкой похожего на Гагарина.

Ступив на пыльную поверхность Луны, человек с планеты Земля произнес свою, ставшую исторической знаменитую фразу:

*“That’s one small step for a man,  
one giant leap for mankind”*

Мы читали в газетах, что все радиостанции мира прерывали свои передачи, чтобы транслировать сигналы первой «советской луны». Мы очень гордились, когда читали в газетах о том, как весь мир рукоплескал советским космонавтам. Но в тот момент, когда первый человек Земли ступил на поверхность другого небесного тела, телевидение Страны Советов не пожелало нарушить покой уже проснувшихся телезрителей — на часах европейской части страны было 5 часов 56 минут 20 секунд.

Соединенными Штатами поставленная цель была достигнута в срок, указанный Президентом.

А Родина Юрия Гагарина ревниво преуменьшала заслуги американских «лунатиков». И весьма в этом преуспела. Нам не хватило объективности при оценке собственных успехов и того, что совершенно соперником по лунной гонке.

Проснувшись, по запоздавшему признанию В.П. Мишина, мы делали все, что в наших силах, «Наш Вася» рвался попасть на Луну раньше американцев, но одного желания оказалось явно недостаточно.

Теперь постараемся отдать должное тем, кто не просто задумал и спланировал, но еще и осуществил гигантский проект, кто продемонстрировал миру свое умение работать, делать Дело, о котором всегда будет помнить, которым будет гордиться человечество.

### «Сатурн» в «железе»

Результатом многолетнего труда большого числа людей — ученых, инженеров, техников, рабочих стала реальностью ракета-носитель, можно сказать, восстановившая престиж США в ракетно-космических делах, да и не только.

Уникальность этого сооружения заключается не только в его абсолютных размерах, но и в масштабности проводившихся работ. Создание ракеты вызвало к жизни множество разнообразных новинок в принципах самого замысла, в силовой конструкции, в двигательной части, в технологии, в системе управления, в способах испытания, освоения и доводки, в стартовой подготовке, контроле и во многих областях, соприкасающихся с ракетной техникой.

Для такой сложной и ответственной ракеты, как Saturn V, процесс отладки и доводки был бы более длительным и дорогостоящим, если бы проектанты не пошли на создание двух предварительных вариантов двухступенчатых ракет Saturn I и Saturn IB. Таким образом, под индексом Saturn понимается не только носитель для корабля Apollo, а серия из трех типов ракет. Модификация Saturn IB приобрела и самостоятельное значение, как носитель для выведения на низкую орбиту меньших по весу кораблей.

Трехступенчатый моноблок с поперечным делением ступеней, с ЖРД на низкокипящих и криогенных компонентах топлива.

Тип старта — вертикальный с наземной пусковой платформы.

В состав Saturn V входит три ракетных блока S-I, S-II, S-IVB.

Полезной нагрузкой являлся головной блок — космический корабль Apollo.

Полезная нагрузка — 74783 кг.

Высота ракеты Saturn V с космическим кораблем Apollo и SAC — 110,95 метров.

Стартовая масса ~2900 т.

Масса полезного груза ~137 т.

В конструкции всех отсеков основным конструкционным материалом служит высокопрочный алюминиевый сплав.

Первая ступень (ракетный блок S-I или S-IC) имеет 5 двигателей F-1 суммарной тягой на старте 3470 тс. Время работы двигателей 150 с, они выводят РН на высоту 62 км, сообщая ей скорость 9850 км/ч.

Блок первой ступени ракеты имеет весьма внушительные размеры — 42,5 м в длину и 10,1 м в диаметре.

В бак окислителя заливается 1400 т (1310000 литров) жидкого кислорода, а в бак горючего — 600 т (786500 литров) керосина марки RP-1.

Изготовитель ступени — фирма Boeing.

Максимальный диаметр — 13 м.

Стартовая масса — 2145 т.

Масса конструкции — 127 т.

Корпус ракетного блока состоит из пяти отсеков: 1) переходный; 2) бак окислителя; 3) межбаковый отсек; 4) бак горючего; 5) хвостовой отсек.

Баки окислителя и горючего несущие, по конструкции аналогичны. Их обечайки изготовлялись фрезерованием из плит с исходной толщиной 51 мм и имели продольные подкрепляющие ребра (стрингеры). Шпангоуты баков выполняют не только силовые функции, но являются одновременно гасителями колебаний. На днищах баков имеются крестообразные перегородки, предупреждающие образование вихревого всасывания компонентов топлива в двигатель.

Бак окислителя состоит из переднего и заднего днищ эллиптической формы и цилиндрической обечайки, соединенных между собой шпангоутами специального профиля. Для равномерного распределения нагрузок от двигателей обшивка бака выполнена переменной толщины.

Наддув баков осуществляется гелием, который в жидком состоянии хранится в баллонах, размещенных в баке окислителя. Наддув кислородного бака гелием производится только на старте. Далее используется кислород, который отбирается из магистрали высокого давления и газифицируется в теплообменнике.

В средней части корпуса первой ступени — межбаковый отсек, как и у многих других ракет, используется для размещения аппаратуры.

Хвостовой отсек (ХО) служит для размещения двигательной установки, представляет собой подкрепленную цилиндрическую оболочку, усиленную на торце кольцевым шпангоутом, в плоскости которого расположена крестоо-



Монтаж командного модуля (CSM-107) корабля Apollo 11



Последние проверки систем перед «обратным отсчетом»

бразная рама. Торцевой шпангоут имеет четыре узла, которые служат опорными силовыми элементами ракеты на стартовом столе.

ХО имеет конические обтекатели, которые предохраняют периферийные двигатели от аэродинамических воздействий. Снизу отсек закрыт экраном, предохраняющим арматуру двигательной установки от нагрева в полете.

Нижняя часть ХО, изготовленная из титана и нержавеющей стали, имеет экран, защищающий ТНА и арматуру двигателей от чрезмерного нагрева со стороны истекающих газов.

Четыре поверхности хвостового оперения (стабилизатора) обеспечивают устойчивость ракеты на активном участке полета при максимальном скоростном напоре.

Ступень S-IC имеет пять быстроразъемных соединений (отрывных плат). На передней расположены отрывные разъемы кабельной сети системы телеметрии, трубопроводов кондиционирования воздуха и вспомогательной пневмомагистрали. На плате межбакового отсека крепятся разъемы главных трубопроводов окислителя. Три нижние платы несут разъемы магистрали горючего, дренажной магистрали окислителя, трубопроводов различных наземных систем. Передняя и межбаковая платы расстыковываются и убираются до включения ЖРД F-1. Три нижние отрываются при старте ракеты.

Система управления ступени S-IC включает в себя систему управления вектором тяги, систему гидроприводов и регулирующую аппаратуру.

Рабочей жидкостью гидравлической системы является основное горючее, отбираемое из сети высокого давления.

Двигательная установка первой ступени скомплектована из пяти однокамерных двигателей Rocketdyne F-1, каждый из которых имеет собственный турбонасосный агрегат (ТНА) и собственные топливные магистрали. Таким образом, через бак горючего проходит не одна тоннельная

труба, как обычно, а пять, и внутри каждой из них проложена магистраль окислителя. Центральный двигатель укреплен неподвижно на крестообразной раме, а четыре периферийных — на карданах, связанных с той же рамой. Каждый из периферийных двигателей F-1 имеет по две рулевые гидравлические машинки, рабочей жидкостью для которых служит основное горючее, отбираемое из магистрали высокого давления, и может отклоняться на небольшой угол от оси ракеты в двух плоскостях, обеспечивая управление ракетой. В случае отказа какого-либо двигателя возникает аварийная ситуация, но управляемость ракетой сохраняется.

ТНА каждого двигателя укреплен непосредственно на самой камере и поворачивается вместе с ней. Этим достигнута компактность монтажа, а главное, позволило избежать подвижных сочленений в трубопроводах, находящихся под высоким давлением.

Контракт на разработку и изготовление ЖРД F-1 с фирмой North American Rockwell, Rocketdyne был заключен 19 января 1959 года.

Параметры двигателя, ставшего самым мощным в мире среди однокамерных (тяга в вакууме — 720 тонн), определялись в первую очередь тем, что его нужно было изготовить, испытать и довести до нужного уровня надежности в заданные сроки.

Тяга двигателя на уровне моря, тс —  $691 \pm 1,5\%$ .

Удельный импульс на уровне моря — 263 с.

Давление в камере сгорания —  $63...65 \text{ кг/см}^2$ .

Температура газов в камере сгорания —  $3000^\circ\text{C}$ .

Высота двигателя — 5,49 м.

Диаметр двигателя — 3,66 м.

Масса двигателя —  $8200...10200 \text{ кг}$ .

(Окончание следует...)



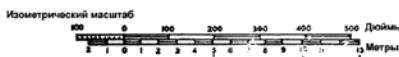
Мобильная пусковая установка SA-500F с РН Сатурн-V направляется к месту старта



VEHICLE STATION IN:		Дюймы	Метры
Космический корабль (фирма North American)			
Двигатель системы аварийного спасения			
Башня крепления двигателя системы аварийного спасения			
Командный модуль			
Командир экипажа			
Главный пилот			
Пилот			
Служебный модуль			
Бак с жидким водородом	3757.17	95.432	
Разъем для обслуживания	3760.82	95.527	
Расходный топливный бак			
Бак с жидким водородом			
Лунный модуль (фирма Grumman)			
Сопла двигателей системы ориентации			
Стыковочный узел			
Валетная ступень			
Посадочная ступень			
Шасси посадочной ступени в сложенном положении			
Приборный отсеk (фирма IBM)			
Третья ступень (фирма Douglas)			
		ft-IVB	m-IVB
		Дюймы	Метры
Заправочная горловина бака с жидким водородом	3403.56	81.370	857.70
Узел стыковки трубопроводов	3181.56	80.303	
Антенна системы управления	3193.56	81.116	
8 баков с гелием			
Дренаж бака с жидким кислородом			
Бак с жидким кислородом			
Обтекатель трубопроводов заправки и дренажа			
Верхняя часть конического обтекателя	2832.00	71.933	286.15
Заправочные горловины баков	2760.05	70.105	214.19
Четыре тормозных двигателя расстыковки ступени			
Основа конического обтекателя	2746.50	69.701	200.05
Узел стыковки трубопроводов	2664.33	67.674	
Вторая ступень (фирма North American)			
	Дюймы	Метры	ft-IVA
			Метры
Люк обслуживания			938.50
Кран системы подачи жидкого водорода			842.00
Верхняя часть обтекателя ступени	2519.00	63.982	24.257
Четыре антенны системы радиомандатного управления			923.00
Четыре антенны телеметрической системы			902.00
Бак с жидким кислородом			
Труба подачи жидкого кислорода			
Успокоители плескания топлива			
Элементы системы рециркуляции жидкого водорода	357.00	9.067	
	368.60	9.311	
Заправочные и дренажные горловины			
	341.00	8.661	
Линия разделения обтекателя			
Верхняя часть обтекателя	1890.00	48.006	283.00
Нижняя часть обтекателя			326.00
Верхняя часть обтекателя двигателя разделения ступени			8.280
Узлы крепления двигателя			211.00
Узлы крепления двигателя			176.88
Узлы крепления двигателя			3.725
Узлы крепления двигателя			223.00
Узлы крепления двигателя			5.664
Узлы крепления двигателя			112.00
Узлы крепления двигателя			2.844
Первая ступень (фирма Boeing)			
Верхняя часть обтекателя	1541.00	39.141	-23.00
Нижняя часть обтекателя	1420.30	36.075	
Успокоители плескания окислителя			
Баллоны с гелием			
	846.50	21.441	
Крепления дна бака			
	685.20	17.484	
Топливная заправочная горловина	696.00	17.678	
Люк обслуживания	784.18	20.172	
Заправочные и дренажные трубопроводы	776.18	19.715	
Заправочные и дренажные трубопроводы			
Крепление крышки бака			
	628.80	15.971	
Успокоители плескания топлива			
Заправочные и дренажные трубопроводы	130.00	3.302	
Тормозные двигатели расстыковки ступени			
Дно топливного бака	225.00	5.715	
Теплозащитный экран	102.00	2.644	
Сопла двигателей первой ступени	-115.34	-2.930	

VEHICLE STATIONS IN:		Дюймы	Метры
SPACECRAFT			
Головной обтекатель	4240.79	107.716	
Твердотопливный двигатель	4185.53	106.312	
Юбка обтекателя сопел	3960.03	100.185	
Теплозащитное покрытие	3960.03	99.327	
Линия разделения	40.03	97.528	
Теплозащитный экран	3749.56	95.239	
Сопла двигателей ориентации	3715.45	94.172	
Линия разделения	3594.55	91.101	
Линия разделения	3593.50	91.175	
Маршевый двигатель			
Радиолокатор системы стыковки			
Лунный модуль			
Выходной люк			
Линия разделения	3340.05	84.817	
Отсек полезной нагрузки	3285.19	83.443	
Приборный отсеk	Верх приборного отсека	3259.56	82.793
	Низ приборного отсека	3222.56	81.813
S-IVB			
		ft-IVB	m-IVB
		Дюймы	Метры
Верхняя часть обтекателя			678.70
Нижняя часть обтекателя	3100.56	78.734	154.70
Датчик уровня топлива			14.089
Линия управления			
Вспомогательная двигательная установка			
Линия разделения ступеней			
Кран жидкого кислорода	2759.00	70.078	213.15
Баллоны с гелием			5.414
Верх двигателя	2645.85	67.204	100.00
Двигатель третьей ступени			2.540
Линия разделения ступеней	2519.00	63.982	-26.91
S-II			
		ft-IVA	m-IVA
		Дюймы	Метры
Нижняя часть обтекателя			823.00
Линия управления подачей жидкого водорода			
Манча герметизации			
Трубопровод подачи жидкого кислорода			
Верхняя часть обтекателя			451.75
Экватор бака с жидким кислородом	1848	46.939	
Заправочные и дренажные горловины			207.00
Крестообразный успокоитель плескания топлива	173.00	4.394	
Низ обтекателя трубопровода подачи жидкого водорода			158.00
Линия разделения	1750.00	44.704	196.00
Карданный подвес			100.00
Обтекатель сопла двигателя разделения ступеней			-0.44
Двигатели второй ступени			-0.91
S-IC			
		ft-IVC	m-IVC
		Дюймы	Метры
Линия разделения			0.00
Верх первой ступени	1541.00	39.141	-23.00
Кран жидкого кислорода	1521.00	38.633	
Трубопровод подачи жидкого кислорода	1511.75	38.388	
У-образное кольцо	1404.00	35.661	
Трубопровод наддува бака			
Трубопроводы подачи жидкого кислорода			
У-образное кольцо	909.00	23.089	
Нижняя часть бака с окислителем	772.00	19.608	
Верхняя часть топливного бака	742.00	18.846	
Трубопровод наддува бака	692.80	17.576	
У-образное кольцо	605.00	15.367	
Верх обтекателя сопел	382.00	9.194	
Сиговая рама крепления двигателей	345.70	8.780	
Дренаж жидкого кислорода	130.00	3.302	
Нижняя часть обтекателя сопел	46.50	1.231	
Крепление двигателей	116.00	2.946	
Карданный подвес	100.00	2.540	

Примечание: Ступень повернута на 45 градусов против часовой стрелки для лучшего представления



THE **BOEING** COMPANY  
 SPACE DIVISION, LAUNCH SYSTEMS BRANCH  
 HUNTSVILLE, ALA. 35897

SATURN V APOLLO  
 FLIGHT CONFIGURATION

DRAWING ORIGINATED BY: DATE: 1 JANUARY 1963  
 HUNTSVILLE ENGINEERING  
 DRAWN BY: DON SPRAGUE



# Ракета-носитель Saturn V

1. Маршевый двигатель; 2. Теплозащитный экран; 3. Радиаторы системы охлаждения; 4. Двигатели системы ориентации;
5. Двигатели системы ориентации; 6. Стыковочный узел; 7. РРС системы стыковки и сближения; 8. Антенны радиосвязи;
9. Стыковочный узел; 10. Оптический телескоп; 11. Блоки системы управления; 12. Пульс управления лунным модулем;
13. Бак с окислителем для двигателей системы ориентации; 14. Бак с горючим для двигателей системы ориентации;
15. Вентилятор системы рециркуляции воздуха в кабине; 16. Двигатели системы ориентации; 17. Взлетный двигатель;
18. Высадной люк; 19. Бак с горючим для взлетного двигателя; 20. Бак с горючим; 21. Бак с жидким кислородом;
22. Дефлектор реактивной струи; 23. Бак с водой; 24. Бак с горючим; 25. Бак с жидким кислородом; 26. Радиоэнергетическая установка;
27. Бак с жидким гелием; 28. Посадочный двигатель; 29. Штырь датчика касания поверхности Луны



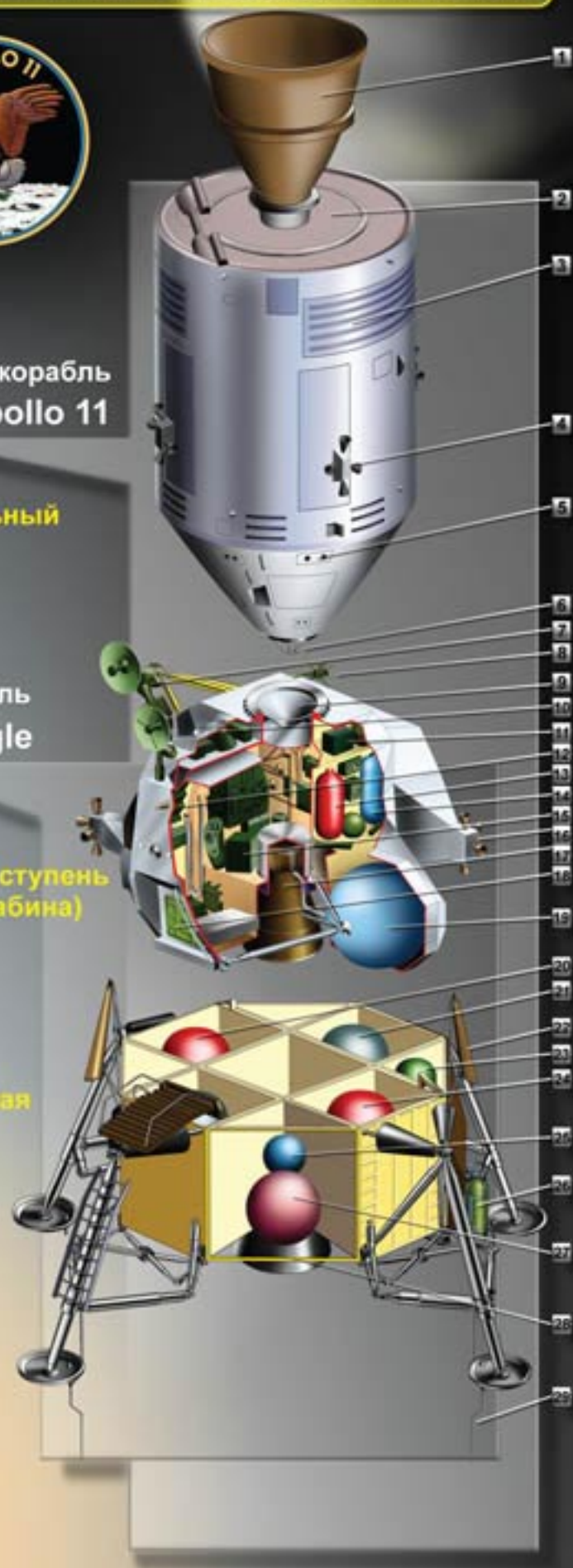
## Космический корабль Apollo 11

### Орбитальный модуль

### Лунный модуль Eagle

### Взлетная ступень (лунная кабина)

### Посадочная ступень



20 м  
10 м  
0 м

Художник А. Чернин



*Николай Иванович Игнатьев окончил ХАИ в 1962 г., после чего 5 лет работал в авиапромышленности. В течение последующих 33 лет работал в КБЭ «Электроприборостроения» (ныне АО «Хартрон»), принимая участие в создании систем управления ракетно-космической техники.*

Часть II

# ЗВЕЗДНЫЙ ЧАС «САТУРНА»

Часть I см. в №8, 2008

## ВТОРАЯ СТУПЕНЬ (РАКЕТНЫЙ БЛОК S-II)

На момент ее создания была самым большим в мире ракетным блоком на криогенных компонентах топлива (водород и кислород). Только в 1987 году ее превзошел центральный блок ракеты-носителя «Энергия».

Фирма-изготовитель блока North American Rockwell.

Ступень имеет длину 25 м при диаметре, что и у первой ступени (10,1 м).

Стартовая масса — 458,7 т.

Масса конструкции — 37,6 т.

Ступень выполнена в виде цилиндрического моноблока, состоит из передней и задней юбок, топливного отсека, конуса крепления двигателей и переходного отсека. Передняя часть отсека является баком горючего, а нижняя — баком окислителя.

Конструкции переходного отсека, передней и задней юбок одинаковы и представляют собой силовые цилиндрические оболочки, состоящие из обшивки с продольным и поперечным наборами. Конус крепления двигателей также имеет продольные и поперечные подкрепляющие ребра.

Некоторые особенности конструкции ступени обусловлены применением в качестве компонентов топлива жидкого кислорода и жидкого водорода.

Еще при эксплуатации ракеты «Фая-2» (см. «НиТ» №3 за 2007г.) было установлено, что потери жидкого кислорода в промежутке между его производством и использованием достигали 50%, то есть реальная стоимость жидкого кислорода значительно увеличивалась.

После заправки криогенными компонентами ракету нельзя оставлять на относительно длительное время, так как сжиженные газы могут вызвать обледенение различных клапанов. Для «Фая-2» число успешных запусков снижалось почти вдвое, если ракета заправлялась более чем за два часа до старта.

### ЖИДКИЙ ВОДОРОД

Криогенная бесцветная прозрачная жидкость. Нетоксичен, не имеет запаха, но чрезвычайно огнеопасен — с воздухом образует взрывчатые смеси в очень широком диапазоне концентраций (от 4 до 75% по объему). Коррозионно пассивен, но вызывает охрупчивание многих материалов. Лучшими конструкционными материалами для работы в контакте с жидким водородом являются малоуглеродистые стали с высоким содержанием никеля, сплавы меди и алюминия.

Получают сжижением водорода, образующегося при электролизе воды или глубоким охлаждением газовых смесей, содержащих свободный водород.

Плотность  $\rho=70,9 \text{ кг/м}^3$  (при температуре минус 239,9°C).

Температура кипения — минус 252,6°C;

Температура замерзания — минус 259,2°C.



Таким образом, жидкий водород имеет весьма малую плотность, поэтому необходимые для полета 70 тонн горючего требуют объема более 1 миллиона (точнее — 1013000) литров. В сферический бак окислителя заливается 330800 литров жидкого кислорода (или по массе — 360 тонн). Оба бака имеют общее промежуточное днище трехслойной конструкции с пенопластовым наполнителем, выполняющим роль и теплоизолятора. Ведь жидкий водород кипит уже при температуре минус 253°C (жидкий кислород — при минус 183°. Во избежание больших потерь горючего и окислителя на испарение необходима теплоизоляция баков от

**ЖИДКИЙ КИСЛОРОД**

**Жидкость голубоватого цвета.**

**Нетоксичен, взрывобезопасен, но пожароопасен.**

**Конструкционные материалы, соприкасающиеся с жидким кислородом, должны обладать пластичностью при низких температурах и стойкостью к возгоранию, к таким материалам относятся высоколегированные стали, никелевые и алюминиевые сплавы, медь, латунь и др.**

**Получают путем сжижения воздуха и последующего его разделения на составные части в ректификационных колоннах.**

**Хранение и транспортировка жидкого кислорода производится в металлических резервуарах, снабженных специальной теплоизоляцией.**

**Скорость испарения зависит от типа сосуда и их размеров. Потери сосуда Дьюара, например, составляют около 2% в час, а из бака, покрытого теплоизоляционным материалом, испаряется только 0,1% в час. Самые большие потери происходят во время перекачки. При наполнении бака, имеющего комнатную температуру, испаряется от 15 до 20% на охлаждение стенок бака и изоляции.**

**Плотность  $\rho = 1140 \text{ кг/м}^3$  (при температуре минус  $183^\circ\text{C}$ ).**

**Температура кипения — минус  $182,97^\circ\text{C}$ ;**

внешней среды. Поэтому поверхность топливного отсека снаружи, наружные поверхности верхнего днища, а главное, обечайки водородного бака имеют мощное теплоизолирующее покрытие — слой пенопласта толщиной до 40 мм (в нижней части бака), закрытый снаружи слоистой фенольной оболочкой, защищающей пенопласт от аэродинамического нагрева на атмосферном участке траектории. Во избежание возможности конденсации атмосферного кислорода в переохлажденных полостях теплоизоляции теплоизолирующий слой подвергается предварительной продувке гелием.

Обечайка водородного бака цилиндрическая вафельного типа с часто расположенными продольными и кольцевыми ребрами, изготовленными фрезерованием заодно с обшивкой из плиты алюминиевого сплава толщиной 51 мм, толщина обшивки 3,8 мм. Толщину стенок баков определяли с учетом того, что прочность алюминиевых сплавов при низких температурах обычно повышается. Это позволило частично компенсировать весовые потери, связанные с введением теплоизолирующего покрытия.

Наддув баков горючего и окислителя производится газифицированным водородом и кислородом соответственно.

Силовая установка ступени имеет пять двигателей J-2: центральный — неподвижный и четыре — по периферии на карданных подвесах. Поворотом последних достигается управление ракетой. Каждый из них дает тягу (в пустоте) 104 тс, а низкокипящее топливо «кислород+водород» обеспечивает удельную тягу 430 секунд (в пустоте).

На каждой камере установлено по два ТНА: один — для горючего, другой — для окислителя. Они обеспечивают работу топливных насосов без применения редукторов.

Горячий газ из генератора, работающего на основных компонентах, подается сначала на турбину горючего, а затем на турбину окислителя.

Осевой семиступенчатый насос горючего мощностью 6000 кВт создает давление  $78 \text{ кг/см}^2$  при 27260 об/мин, а одноступенчатый центробежный насос окислителя номинальной мощностью 1270 кВт создает давление  $64 \text{ кг/см}^2$  при 8000 об/мин.

Такая система двух ТНА позволяет регулировать соотношение компонентов топлива в камере сгорания, которое меняется исходя из условия одновременного опорожнения баков.

Система управления полетом ступени S-II начинает функционировать после отделения S-IC и получает команды от аппаратуры, расположенной в приборном отсеке. В нее входит система управления вектором тяги, отклоняющая четыре периферийных двигателя на угол  $\pm 7^\circ$ . Двигатели отклоняются с помощью двух сервоприводов, имеющих автономные турбонасосные системы.

**ТРЕТЬЯ СТУПЕНЬ (РАКЕТНЫЙ БЛОК S-IVB)**

Ступень решала две задачи: довыводила полезный груз (включая саму себя) на геоцентрическую орбиту и переводила корабль «Apollo» на траекторию полета к Луне.

Начинала третья ступень ракеты Saturn-V свое существование как вторая ступень ракеты Saturn-I, пройдя первые летные испытания, видоизменилась и стала второй ступенью ракеты Saturn-IB под индексом S-IVB, а затем без существенных изменений, как полностью отлаженный и надежный агрегат, стала третьей ступенью Saturn-V.

Такая тщательная доводка стала необходима в связи с



Третья ступень на околоземной орбите

новизной использования и недостаточной изученностью криогенного топлива «кислород+водород», которое давно привлекало внимание своими высокими энергетическими характеристиками, но освоение его и сейчас связано с большими трудностями.

Блок третьей ступени «Saturn V», как и второй, — кислородно-водородный и имеет ту же самую компоновку, но емкости и абсолютные размеры, естественно, уменьшены.

Блок S-IVB состоит из переднего переходника и топливного отсека, рамы крепления двигателя и конического переходника (задней юбки).

Конструкция баков во многих деталях, даже с сохранением основных геометрических пропорций, повторяет конструкцию второй ступени, хотя и имеются различия в теплоизоляции водородного бака и в системе наддува.

Передний (верхний) переходник представляет собой цилиндрическую оболочку, обшивка которой толщиной 0,8 мм подкреплена продольным и поперечным наборами. Топливный отсек блока выполнен в виде цилиндра с полусферическими передним и задним днищами. Промежуточное днище делит топливный отсек на два бака: горю-



Переходник между блоками первой и второй ступени отбрасывается после выхода двигателя второй ступени на режим

чего (жидкий водород) и окислителя (жидкий кислород). Бак окислителя образуется задним и промежуточным днищами. Изнутри поверхность бака горючего покрыта теплоизоляцией.

Цилиндрическая оболочка топливного отсека вафельного типа. Переднее днище отсека — гладкое, а заднее днище имеет две зоны: гладкую и вафельного типа. Такая конструкция заднего днища вызвана необходимостью его усиления в месте приложения тяги двигателя. Промежуточное днище трехслойной конструкции с сотовым наполнителем. Оно соединяется с цилиндрической оболочкой бака горючего и задним днищем бака окислителя с помощью шпангоута, объединяющего баки в единый отсек.

Для наддува бака окислителя используется гелий, который находится в титановых баллонах, расположенных в баке горючего. Бак горючего (жидкий водород) до старта ракеты наддувается гелием, а при работе маршевого двигателя ступени — газообразным водородом, отбираемым на выходе системы охлаждения J-2.

Длина блока с переходником	17,85 м
Диаметр топливного отсека	6,61 м
Сухая масса блока	12,75 т
Масса конструкции	9,5 т
Масса топлива (окислитель — жидкий кислород, горючее — жидкий водород)	104,5 т

Топливный отсек, как и другие отсеки ступени S-IVB, выполнены из высокопрочных алюминиевых сплавов.

Главная особенность ступени заключается в своеобразном комплексе двигательных установок и довольно сложной последовательности выполняемых ими функций. На ступени установлен всего один маршевый двигатель ЖРД Rocketdyne J-2, но вместе с тем имеется целая система твердотопливных и жидкостных вспомогательных двигателей на высококипящих компонентах. Абсолютная тяга этих двигателей невелика, измеряется десятками килограмм, но на них, кроме предпусковой



ДВИГАТЕЛЬ ЖРД J-2

Фирма изготовитель North American Rockwell Rocketdyne.	
Расход горючего (жидкий водород)	38,4 кг/с.
Расход окислителя (жидкий кислород)	212 кг/с.
Номинальное давление в камере сгорания,	54,4 атм.
Длина двигателя	3,38 м
Ширина двигателя	2,05 м
Масса не заправленного двигателя	1590 кг.

Отработка кислородно-водородной ступени, да еще и с повторным запуском двигателя в невесомости представляла собой серьезную инженерную задачу, и многое отлаживалось не только на стенде, но и на опытных модификациях «Saturn-I» и «Saturn IB», а также при беспилотных пусках носителя «Saturn V».

На переходнике между блоками первой и второй ступеней ракеты, представляющим собой силовую подкрепленную оболочку, установлено восемь твердотопливных двигателей системы обеспечения запуска. После выхода двигателей второй ступени на режим переходник отбрасывается.

осадки топлива, возложено выполнение целого ряда важных операций. Так управление по крену, т.е. поворот ракеты относительно продольной оси, двигатель J-2 самостоятельно осуществить не может. Это возлагается на вспомогательные двигатели.

Двигатель J-2 на карданном подвесе крепится к клепаной конической раме с изменяющейся (от 8,1 до 4,0 мм) толщиной обшивки вдоль образующей.

Охлаждение двигателя осуществляется жидким водородом и кислородом, которые подаются циркуляционными насосами из соответствующих баков через открытый в это время перепускной клапан и возвращаются снова в баки.

Между ступенью S-IVB и кораблем Apollo расположен приборный отсек длиной 0,9 м и диаметром 6,61 м. На внутренней его поверхности установлены основные блоки управления стартом ракеты-носителя, ориентацией и полетом, блоки системы навигации, телеметрии и системы аварийного спасения.

К основным блокам СУ относятся бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) фирмы IBM и инерциальная платформа ST-124M фирмы Bendix, аналоговая вычислительная машина фирмы Electric Communications, скоростные гироскопы фирмы Nortronics и акселерометры.

Обмен информацией между приборами, размещенными в приборном отсеке ступени, и расположенными на других ступенях, осуществляется специальными устройствами обмена фирмы IBM. Информация с гиросtabilизированной платформы поступает в БЦВМ, она сравнивает фактические характеристики траектории полета и вычисляет параметры команд для системы управления.

## ЗА ЛУНЫМ КАМНЕМ

В сборочном цехе (здание вертикальной сборки) производится сборка и стыковка ступеней ракеты и корабля Apollo. Там же осуществляется предполетная проверка и испытания системы «Saturn V — Apollo», проведение которых осуществляли более пяти тысяч человек разных специальностей. Положительный результат проверки всех систем дает добро на транспортировку ракетно-космического комплекса к стартовому комплексу.

За полтора-два месяца до начала полета система SA на специальной платформе транспортируется в вертикальном положении на стартовую позицию. Предстартовый отсчет времени начинается за 6 суток до старта. Заправка ракеты криогенными компонентами топлива продолжается 4 часа 30 минут и за 190 секунд до старта осуществляется переход на команду «Зажигание» — Saturn V переводится на авто-



Нейл Армстронг, Майкл Коллинз, Эдвин Олдрин

матику. Сигнал на зажигание ЖРД выдает программный механизм за 8,9 секунды до старта. Первым запускается центральный двигатель F-1, затем — по два диаметрально противоположных периферийных с интервалом 0,3 сек. Через 5 секунд после выхода всех двигателей на режим полной тяги освобождаются 4 удерживающих рычага, и Saturn (общая стартовая масса до 3000 тонн) начинает подъем, преодолевая силы сопротивления металлических стержней, протягиваемых сквозь отверстия. Этот процесс длится полсекунды.

Аналоговая вычислительная машина вырабатывает управляющие сигналы по крену и тангажу, выдает их в сервоприводы карданов ЖРД и выводит ракету на заданный азимут.

Двигатели первой ступени, потребляя 13,6 тонн топлива в секунду, работают в течение 150 секунд и выключаются на высоте ~65 км, сообщив ракете скорость >2,8 км/с. После чего включаются восемь тормозных твердотопливных двигателей, расположенных под обтекателями главных двигателей. Каждый из них дает тягу 39 тс, работает 0,66 сек, и ступень S-I отделяется. Продолжая баллистический полет, она поднимается до высоты 110 км и падает в Атлантический океан в 580 км от места старта.

Двигательная установка второй ступени работает примерно 390 секунд и выключается на высоте 186 км при скорости полета 6,88 км/сек.

Как и предусматривается, две первые ступени «Saturn V» не обеспечивают выведение корабля Apollo на околоземную, так называемую начальную орбиту. Выполняет это третья ступень, проработав примерно 150 секунд. На этой орбите

**У носителей серии «Saturn» применено «холодное» разделение ступеней: запуск последующей ступени производится после отброса предыдущей, когда ступень движется по инерции, т.е. — в условиях невесомости. Недостаток такого разделения состоит в том, что запуску двигателей должна предшествовать операция осадки топлива — смещения его к днищу баков, чтобы нормально работали заборники. Эта операция выполняется с помощью небольших двигателей, как правило твердотопливных, сообщающих ракете небольшое ускорение. Они называются двигателями системы обеспечения запуска.**

**При «горячем» разделении ступеней двигатели последующей ступени запускаются в момент, когда тяга двигателей предыдущей ступени еще не упала до нуля. При таком способе разделения вспомогательные двигатели не нужны, но требуется тепловая защита отбрасываемого блока от воздействия струи запускаемого двигателя.**

высотой 190 км третья ступень с кораблем задерживается примерно на два с половиной часа, чтобы стартовать в той точке пространства, которая отвечает траектории полета к Луне с минимальной характеристической скоростью на участке разгона. За это время производится заключительная проверка системы управления и элементов автоматики всех систем корабля.

Управление полетом последней ступени осуществляется отклонением вектора тяги ЖРД J-2 по командам бортовой ЦВМ. Естественно, после выхода на начальную орбиту и во время пребывания на ней двигатель выключается, но угловая ориентация ракеты находится под контролем — управляющие функции несут вспомогательные двигатели.

После выключения маршевого двигателя производится продувка магистралей и баков, для чего необходима осадка топлива, которая повторяется перед вторым запуском J-2 для выхода на траекторию полета к Луне. Задача многократного запуска ЖРД, тем более в невесомости, была одной из сложнейших, но к тому времени американцы уже имели разгонный блок «Центавр», кислородно-водородный ЖРД которого исправно запускался в космосе.

После проведения необходимых операций и определения момента запуска двигатель J-2 включается вторично. Через 300 секунд непрерывной работы двигатель по сигналу бортовой ЦВМ выключается, когда скорость достигает требуемой величины. Через 80 минут после этого корабль Apollo (массой до 48,5 тонн) отделяется от ступени S-IVB и направляется к Луне.

Среди многих выдающихся научных и технических достижений XX века блистательным явился каждый такой полет человека.

**ИТОГО**

Ракета «Saturn V» выполнила поставленные перед ней задачи. Она для этой цели вобрала в себя все технические достижения в области разработки ракетно-космической техники начала шестидесятых годов XX века.

А создать носитель более мощный, чем Saturn V, даже при современном уровне техники и трудно, и безумно дорого. Поэтому нужны новые технические решения, которые могли бы сделать обыденным то, что до недавнего времени рассматривалось как сенсация.

Всего было изготовлено 15 экземпляров РН Saturn V, осуществлено 13 пусков (см. таблицу): два с эксперимен-

тальными образцами основного блока и макетом лунного модуля космического корабля Apollo; десять с пилотируемыми кораблями Apollo; один — с орбитальной станцией Skylab.

Все состоявшиеся запуски ракеты Saturn V прошли удачно, и это заслуживает особого внимания.

Оставшиеся 14-й и 15-й экземпляры ракеты Saturn V «рассортированы» и переданы в музеи.

16-й и 17-й экземпляры не были закончены из-за сокращения финансирования и закрытия проекта.

Сохранился единственный, полностью собранный, экземпляр (из разных частей): первая ступень имеет номер SC-1C, вторая — S-II-15, а третья — S-IVB-513. Находится он в качестве музейного экспоната в Хьюстоне.

Второй экземпляр РН Saturn 5, находящийся в экспозиции Космического центра имени Кеннеди во Флориде, имеет макетную первую ступень S-I-T и две — с оставшихся летных верхних ступеней: S-II-14 и S-IVB-514.

Летная первая ступень SC-1C-15 экспонируется у завода-изготовителя, а третья ступень S-IVB-515 — на площадке Смитсоновского музея в Вашингтоне.

Есть и третий музейный Saturn V — у Центра космических полетов имени Маршалла в Хантсвилле, собран из частей РН, предназначенных для наземных испытаний и «примерок» стартового комплекса.

С тех пор, как в 1961 году президент Джон Кеннеди объявил осуществление экспедиции на Луну национальной задачей, значительная часть космического бюджета Соединенных Штатов расходовалась на проектирование, изготовление и отработку ракетно-космической системы SA.

Программа «Аполлон» была успешно завершена. На Луне побывали 12 человек, а ее облет совершили 27 астронавтов.

Налогоплательщикам Соединенных Штатов прогулка по Луне обошлась в 25,5 млрд. долларов.

Надо полагать, что эти расходы для страны окупались с лихвой, — доход от использования и продажи прикладных разработок и технологий, созданных в ходе осуществления лунной программы, уж никак не меньше 170 миллиардов. У всех в ходу, к примеру, липучие «застежки», с успехом заменяющие и пуговицы, и «молнии». А ведь они разрабатывались в рамках проекта «Saturn-Аполлон».



№ п/п	Обозначение миссии	Объект запуска	Дата старта	Назначение
1	SA-501	Apollo 4	9 ноября 1967 года	Первый испытательный полет
2	SA-502	Apollo 6	4 апреля 1968 года	Второй испытательный полет
3	SA-503	Apollo 8	21 декабря 1968 года	Первый пилотируемый полет к Луне с лунным орбитальным модулем
4	SA-504	Apollo 9	3 марта 1969 года	Земная орбита. Тест лунного модуля
5	SA-505	Apollo 10	18 мая 1969 года	Полет к Луне. Тест лунного модуля
6	SA-506	Apollo 11	16 июля 1969 года	Первый пилотируемый полет с посадкой на Луне
7	SA-507	Apollo 12	14 ноября 1969 года	Прилунение около Сэрвайора 3 (Surveyor 3)
8	SA-508	Apollo 13	11 апреля 1970 года	Миссия прервана. Команда спасена.
9	SA-509	Apollo 14	31 января 1971 года	Прилунение около Фра Мауро
10	SA-510	Apollo 15	26 июля 1971 года	Первый лунный Ровер
11	SA-511	Apollo 16	16 апреля 1972 года	Прилунение у Декартес (Descartes)
12	SA-512	Apollo 17	6 декабря 1972 года	Первый и единственный ночной старт. Последняя лунная миссия
13	SA-513	Skylab 1	14 мая 1973 года	Вторая стадия. Скайлэб (Saturn INT-21)
14	SA-514	Не использовалась		Изготовлена для Apollo 18 и 19
15	SA-515	Не использовалась		Изготовлена в качестве резерва для Скайлэб