



БАЛАКИН Василий Алексеевич, доктор технических наук, профессор.

В 1954 г. окончил с отличием Пензенский техникум сельхозмашиностроения, в 1960 г. – Московское высшее техническое училище им. Н. Э. Баумана.

С 1960 по 1970 г. работал в НИИ г. Красноармейска Московской области.

В 1962 г. поступил в заочную аспирантуру Института машиноведения АН СССР.

В 1967 г. защитил кандидатскую диссертацию на тему «Скольжение и фрикционное торможение тележек на ракетном треке».

С 1968 по 1970 г. преподавал во Всесоюзном политехническом институте.

С апреля 1970 г. работал в Гомельском государственном университете им. Ф. Скорины на кафедре «Физика твёрдого тела», с августа 1970 г. – декан физического факультета.

В 1989 г. назначен заведующим кафедрой «Сельскохозяйственные машины» Гомельского государственного технического университета им. П. А. Сухого.

С 1995 по 2008 г. преподавал в Белорусском государственном университете транспорта.



МАРДАНОВ Александр Вячеславович, подполковник, магистр технических наук.

С 2001 по 2006 г. проходил обучение в Пензенском артиллерийском инженерном институте Российской Федерации. После получения звания лейтенанта для дальнейшего прохождения службы был направлен в Республику Беларусь (г. Гомель).

С 2006 по 2008 г. занимал должность старшего инженера цеха по ремонту стрелкового вооружения воинской части.

С 2008 по 2015 г. – начальник цеха по ремонту стрелкового вооружения.

С 2015 по 2018 г. – преподаватель кафедры общевоинской подготовки военно-транспортного факультета Белорусского государственного университета транспорта.

С 2018 г. – начальник цикла кафедры общевоинской подготовки военно-транспортного факультета Белорусского государственного университета транспорта.

В. А. БАЛАКИН, А. В. МАРДАНОВ

**ОБ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ
РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ США**

**В. А. БАЛАКИН
А. В. МАРДАНОВ**

ОБ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ США

ISBN 978-985-554-843-1



9 789855 548431

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА И КОММУНИКАЦИЙ
РЕСПУБЛИКИ БЕЛАРУСЬ

УЧРЕЖДЕНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ
«БЕЛОРУССКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ТРАНСПОРТА»

Кафедра общевоинской подготовки

В. А. БАЛАКИН, А. В. МАРДАНОВ

ОБ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ США

*Допущено Министерством обороны Республики Беларусь
в качестве учебного пособия для курсантов высших учебных заведений,
слушателей учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь»,
магистрантов и научных сотрудников*

*В этой книге впервые систематизированы
разработки ракетной техники США.*

Балакин
30.01.2021

Гомель 2019

УДК 623.419.(09)
ББК 39.62 743
Б20

Рецензенты: член-корреспондент НАН Беларуси д-р техн. наук, профессор, зав. отделом ИММС С. С. Песецкий; начальник 1868-й артиллерийской базы вооружения полковник Д. Л. Сургиневич

Балакин, В. А.

Б20 Об истории создания ракетной техники США : учеб. пособие / В. А. Балакин, А. В. Марданов ; М-во трансп. и коммуникаций Респ. Беларусь, Белорус. гос. ун-т трансп. – Гомель : БелГУТ, 2019. – 199 с.
ISBN 978-985-554-843-1

Впервые систематизированы разработки ракетной техники США начиная от установок малой дальности и общевойсковых зенитно-ракетных комплексов до ракет средней дальности и межконтинентальных. Описаны средства для испытаний ракет: стенды, ракетные треки, летающие мишени.

Предназначено для курсантов высших учебных заведений, слушателей учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь», магистрантов и научных сотрудников.

DU "Сетка публічних бібліотек горада Гомеля"

УДК 623.419.(09)
ББК 39.62

ISBN 978-985-554-843-1

© Балакин В. А., Марданов А. В., 2019
© Оформление. БелГУТ, 2019

ПРЕДИСЛОВИЕ

Начинать писать эту книгу нужно, конечно же, с формулы К. Э. Циолковского

$$v = U \ln(1 + m_t/m_p),$$

где v – скорость ракеты в конце активного участка, когда всё топливо израсходовано;

U – скорость истечения продуктов сгорания топлива в критическом сечении сопла реактивного двигателя;

m_t – масса начального запаса топлива;

m_p – масса корпуса ракеты со всем оборудованием и полезным грузом.

Именно этой формулой я (В. А. Балакин) воспользовался в начале 1960 года, когда стал проектировать ракетные монорельсовые и двухрельсовые системы для только что построенного ракетного трека длиной 1500 м. В качестве разгонных двигателей использовал пороховые реактивные двигатели (ПРД) от установок «Катюша», «Град» и от противотанковых управляемых снарядов с малым временем горения (порядка 1 с). Для этих двигателей были известны m_t , m_p , время горения и удельный импульс J , имевший размерность кг × с/кг. Скорость истечения газов определялась формулой

$$U = Jg,$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения тела.

Формула Циолковского давала численное значение скорости лишь в первом приближении, поскольку на ракетную систему при ее движении по ракетному треку действовали, помимо силы тяги ПРД, сила аэродинамического сопротивления воздуха и силы трения.

Силу тяги ПРД приходилось определять экспериментально на стенде с помощью тензодатчиков. Она несколько уменьшалась с течением времени из-за уменьшения общей площади горения пороховых цилиндрических шашек. Цилиндрические шашки имели отверстие внутри цилиндра. Время горения было равно отношению половины толщины стенки цилиндра к скорости горения.

Поскольку при горении наружная поверхность цилиндра уменьшается, а внутренняя поверхность горения увеличивается, суммарная поверхность горения с учетом поверхностей двух торцов остается приблизительно

постоянной. Зная тягу двигателей, величины сил аэродинамического сопротивления воздуха и трения, из уравнения движения ракетной системы можно было получить зависимость изменения скорости движения ракетной системы от времени. В рельсовых направляющих через каждые 10 метров пути стояли индукционные датчики, которые давали действительную зависимость $v(t)$.

На ракетном треке использовались одно-, двух- и трехступенчатые методы разгона испытуемых объектов оборонной техники, установленных на тележке со скользящими элементами опор (башмаками), огибающими рельс своими нижними захватами. Через месяц после ввода ракетного трека в эксплуатацию мною были изобретены и запатентованы фрикционные башмаки с пороховым аккумулятором давления (ПАДом) – 12 июня 1960 года.

Максимальную скорость – 1360 м/с – при трехступенчатом монорельсовом разгоне конуса удалось получить в 1961 г. при использовании ПРД с плохим показателем ($m_t / m_p < 1$). В работах с торможением парашюта, использованного в дальнейшем для торможения космических кораблей после облета Луны, максимальная скорость двухрельсовой тележки второй ступени была равна 700 м/с.

Информационная служба Министерства оборонной промышленности, министром которого тогда был Д. Ф. Устинов, давала нам экспресс-информацию по развитию ракетной техники США. Меня очень интересовало совершенствование ПРД и ЖРД в США: значения в них удельных импульсов, величин тяги, составы твердого топлива, составы горючего и окислителя. Так, в экспресс-информации в начале 1960 г. было указано, что к концу 1961 г. удельный импульс и тяга двигателей у ПРД к ракетам «Поларис-2», «Минитмен-1» будет свыше 240 кг·с/кг, а у ракет с ЖРД «Атлас» и «Титан» – свыше 400 кг·с/кг. Приводились и суммы долларов, которые на это будут потрачены. Как правило, эти планы в США всегда выполнялись.

Работая над этой книгой, мы старались приводить составы топлив у ПРД США, показать тенденцию совершенствования этих топлив, то же самое относится и к ЖРД.

Важная роль в ракетном двигателе отводится конструкциям сопел. Его угол раструба и длина должны обеспечивать оптимальный режим расширения газа, когда удельный импульс достигает максимального значения. Удельный импульс разный: на уровне моря (как любят выражаться американцы) – один, а в вакууме (в полете на высоте) – другой.

В книге приведена подробная информация о развитии ракетной техники США вплоть до сегодняшних дней.

Удельный импульс современных ПРД достигает 265 кг·с/кг, а у ЖРД – 460 кг·с/кг.

Я когда-то пользовался ПРД с $J = 160$ кг·с/кг.

А теперь о времени. На нашем ракетном треке время испытаний длилось 1–4 с, а вот скорость детонации (разложения) взрывчатого вещества (например, тротила) равна 5 км/с, создавая при этом в воздухе приличную ударную волну, а космонавты при окончании работы третьей ступени летят в корабле со скоростью 11 км/с.

Первая космическая скорость, когда спутник начинает вращаться по круговой орбите вокруг Земли, равна 7,9 км/с.

Вторая космическая скорость, когда корабль может покинуть космическое пространство Солнечной системы, равна 11,5 км/с. Масса многоступенчатой управляемой ракеты-носителя, способной вывести корабль в космос, составляет приблизительно 3000 т, причем 90 % от этой массы составляет топливо. Масса полезного груза может достигать 140 т.

Я благодарю своего соавтора Марданова Александра Вячеславовича за его активное участие в написании и подготовке к изданию данного пособия.

Лауреат I премии Машпрома СССР (1987 г.) и премии имени П. О. Сухого (1998 г.), получивший уникальные данные по коэффициентам трения и износу материалов при скоростях до 600 м/с, вошедших в справочную литературу, доктор технических наук, профессор

В. А. БАЛАКИН

ВВЕДЕНИЕ

Основоположником создания ракетной техники США считается Роберт Годдард (1882–1945). Окончив физический факультет университета Кларка (Бостон, штат Массачусетс) и получив степень кандидата физических наук, он начал конструировать ракетные двигатели. С 1919 г. Роберт написал ряд научных работ о возможности полета на Луну. В 1914 г. он получил в США два патента. Патент US1102653 описывал многоступенчатую ракету, а патент US1103503 – ракету, работающую на бензине и жидком оксиде азота.



Роберт Годдард (1882–1945)



Университет Кларка

Роберт Годдард изготовил и запустил свою первую ракету на жидком топливе 16 марта 1926 г. в Оберне (штат Массачусетс). Ракета длиной около 2 м взлетела на высоту 12 м. Время горения жидкого топлива в ней было равно 2,5 с.

На основе работ Годдарда были созданы американские модели гранатометов «Базука». Первый гранатомет марки М-1 был сконструирован в начале тридцатых годов прошлого века. На испытательном полигоне Абердин (штат Мэриленд) он был испытан.

В 1942 г. гранатометы М-1 были переданы на вооружение подразделениям армии США. Они использовались против войск немецкого генерала Роммеля в ходе североафриканской кампании.

Гранатомет относился к динамореактивному оружию, имел калибр 60 мм и состоял из открытой с обеих сторон гладкоствольной трубы длиной 1,37 м, электровоспламенителя, прицельных приспособлений и плечевого упора. Масса гранатомета составляла 8 кг. Боеприпас к нему имел длину 55 см, диаметр 60 мм, массу 1,59 кг.

В конце 1943 г. был разработан новый вариант гранатомета М-9 калибра 90 мм с более мощной ракетой и эффективной дальностью стрельбы 135 м.

Однако на фронте появились новые образцы немецкой бронетехники, которые выстрелам из гранатомета М-9 не поражались.

После окончания Второй мировой войны в США был разработан противотанковый гранатомет «Супер-Базука» М-20, предназначенный для стрельбы кумулятивными и осколочными снарядами на расстояние до 450 м. Он имел калибр 88,9 мм, массу 5,89 кг, массу снаряда 4,04 кг. Кумулятивный выстрел пробивал броню толщиной до 280 мм. М-20 показал свою эффективность в корейской и вьетнамской войнах.



Боевое применение гранатомета «М-1»

Однако вернемся к маю 1945 г. Американским войскам удалось захватить в плен немецких специалистов по крылатым и баллистическим ракетам ФАУ-1 и ФАУ-2 во главе с главным конструктором Вернером фон Брауном.

Вместе с ним в США была отправлена вся документация по расчетам, проектированию и технологии изготовления этой техники вместе с готовыми к запуску образцами этого оружия.



Боевое применение гранатомета М-9



Боевое применение гранатомета М-20

Немецкие ученые начали заниматься испытаниями и усовершенствованием своих ракет, одновременно обучая американских конструкторов и военных этому делу.

В период с августа 1945 г. по август 1949 г. США обладали монополией на атомную бомбу и большим количеством бомбардировщиков В-29 («летающих крепостей»).

Уверенные в своей авиационной мощи и изготовив достаточно много атомных бомб, руководство и сенат США были спокойны за свою безопасность и средств на развитие ракетной техники не выделяли.

После успешного испытания атомной бомбы в СССР 29 августа 1949 г. всё изменилось.



Бомбардировщик В-29

С 1950 г. американцы резко увеличили свой военный бюджет, и в частности, на развитие ракетной техники. Сразу же возникали новые проблемы: подготовки инженерных кадров, улучшения энергетических показателей твердого и жидкого топлива, совершенствования конструкций и технологии изготовления ракетных двигателей различного назначения (для Армии, ВВС, ВМФ США), создания испытательных центров, полигонов и стартовых комплексов, разработки систем управления полетом ракет и др.

Советские успехи в области ракетостроения, принятие на вооружение баллистической ракеты средней до 1200 км дальности (БРСД) Р-5 в 1955 г., вынудили США форсировать свою ракетную программу.

В декабре 1955 г. 34-й президент США Дуайт Дэвид Эйзенхауэр (14.10.1890–28.03.1969) отнес разработки БРСД к числу программ важнейшего приоритета.

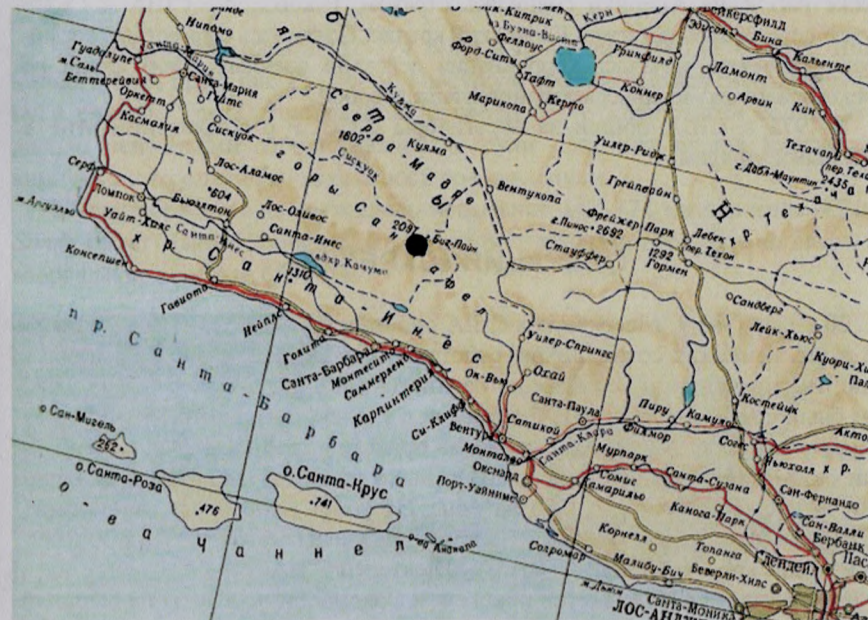
В феврале 1956 г. в Редстоунском Арсенале было создано Агентство баллистических ракет армии (Army Ballistic Missile Agency).

Началась разборка БРСД «Редстоун» и «Юпитер» («Jupiter»).

Одновременно министерство ВВС США вели разработку БРСД «Тор» («Thor») с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) от «Jupiter», который работал на керосине и жидком кислороде.

Испытания «Тор» проводились на военно-воздушной базе Ванденберг (округ Санта-Барбара, штат Калифорния), расположенной на западном побережье США.

Летом 1958 г. Дуайт Дэвид Эйзенхауэр подписал закон о создании Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства (*National Aeronautics and Space Administration – NASA*). Поводом для этого решения послужил запуск в СССР первого искусственного спутника Земли (4 октября 1957 г.).



Расположение военно-воздушной базы Ванденберг на карте Калифорнийской долины США

Официальной датой рождения NASA считается 1 октября 1958 г.

С 1960 г. директором Центра космических полетов NASA и руководителем разработок ракет носителей (РН) серии «Сатурн» и космических кораблей серии «Аполлон» назначен Вернер фон Браун.

Полеты в космос Юрия Гагарина (12 апреля 1961 г.) и Германа Титова (6 августа 1961 г.) заставили США вступить в космическую гонку с СССР.

В сентябре 1961 г. президент Джон Ф. Кенеди поставил высадку человека на Луну американской национальной целью текущего десятилетия. В военном отношении США тогда превосходило СССР. В Великобритании, Италии и Турции стояли на боевом дежурстве баллистические ракеты среднего радиуса действия с термоядерными боеголовками, а на территории США – межконтинентальные баллистические ракеты (МБР) с базиро-

ванием в шахтах, их целью были крупные города СССР. Ответ последовал в 1962 г. – на Кубе были размещены БРСД Р-12 и Р-14, а также противосамолетные зенитные ракетные комплексы (ПЗРК). К берегам США подошли советские подводные лодки с торпедами, оснащенными (как полагали американцы) термоядерными боеголовками. Эйфория руководства и военных, а также населения Америки сменилась страхом. Руководство США и СССР путем переговоров погасили Карибский кризис. Появились совместные космические проекты, началась координация действий военных обеих стран по предотвращению военных конфликтов между собой.

В 1972 г. США пошли на переговоры с СССР о сокращении МБР с ядерными зарядами.

ОПЕРАЦИЯ «СКРЕПКА»

20 июня 1945 г. госсекретарь США одобрил переезд Вернера фон Брауна и его немецких сотрудников, работавших в Германии по проектированию, изготовлению и испытаниям баллистической ракеты ФАУ-2, в США. Им были созданы фиктивные биографии с удалением упоминаний о связях с нацистским режимом. Американское правительство дало ученым гарантии безопасности для работы в США. Было принято решение дать операции название «Скрепка». Обозначение *Paperclip* произошло от скрепок, которыми прикреплялись новые биографии ученых-ракетчиков к их личным делам «государственных научных деятелей США».

Первые семь специалистов прибыли в Соединенные Штаты на военный аэродром в Ньюкасле (штат Делавер) 20 сентября 1945 г. Затем они перелетели в Бостон и на лодке были доставлены на базу разведывательного управления армии США в форте Стронг на берегу Бостонской бухты. Затем все, кроме Брауна, прибыли на Абердинский испытательный полигон в штате Мериленд, чтобы разобрать взятые ещё в Пенемюнде (Германия) документы. Эти документы позволили немецким ученым продолжать разработку баллистических ракет с ЖРД уже в США.

Сначала американцы ограничили Брауна только разработкой ракет малой дальности. В середине 1952 г. его немецкие сотрудники, которые изначально работали по индивидуальным контрактам, были переведены на государственную службу.

В 1954–1955 гг. они (в том числе Браун) получили гражданство США.

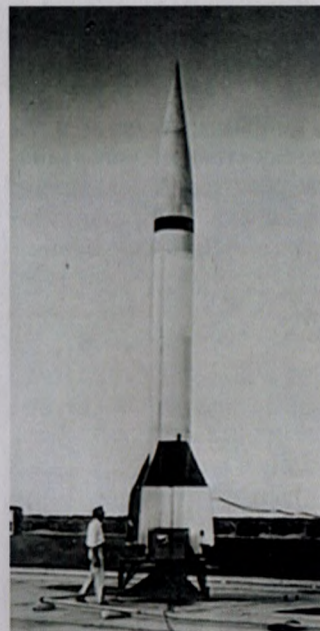
В 1954 г. фон Браун предложил использовать разработанную его коллективом баллистическую ракету «Редстоун» как основу многоступенчатых ракет для запуска искусственных спутников Земли (ИСЗ).

ПЕРВЫЕ БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ И КРЫЛАТАЯ РАКЕТЫ США

28 марта и 19 апреля 1946 г. фирмы «Мартин» и «Консолидейтед Вули» получили контракт на разработку конструкций баллистической и крылатой ракет.

Баллистическая ракета *MX-774* была в габаритах ФАУ-2. Стенки топливного бака представляли собой «несущую часть», являясь стенками корпуса ракеты. Управление ракетой проводилось отклонениями сопла, что делало ненужными аэродинамические рули. Для повышения жесткости корпуса жидкое топливо находилось под давлением.

27 сентября 1946 г. состоялось испытание *MX-774* на полигоне *White Sands* (штат Нью-Мексико, США). Ракета стартовала вертикально вверх и взорвалась на высоте 65000 м.



Ракета «MX-774» на старте



Ракета XB-61 «Matador» на старте



20 июня 1951 года с мыса Канаверал стартовала крылатая ракета *XB-61 «Matador»*.

РАКЕТНЫЕ ТРЕКИ США

В 1957 г. в открытой печати США (в журнале «*Jet Propulsion*», т. 27, № 9) появилась информация о технических возможностях рельсовых полигонов и о результатах динамических испытаний на них военной техники различного назначения: самолетов, ракетных двигателей, головных систем, взрывателей, парашютов, аэродинамики ракет на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

В процессе испытаний с помощью радиотелеметрии проводились измерения скоростей и ускорений движущихся объектов, давлений в камерах сгорания двигателей, усилий на стопах парашютов.

Визуальное наблюдение за движущейся тележкой с установленным на ней объектом испытаний регистрировалось скоростной киносъемкой в отдельных точках пути, расположенных около направляющих.

Испытания на ракетных треках США проводились как без торможения тележек, так и с торможением установленных на них объектов испытаний.

Холломэнский рельсовый полигон. Ракетный трек расположен в бассейне реки Тулароса на юге штата Нью-Мексико на высоте 1250 м над уровнем моря.

Площадка полигона ровная (средний уклон 1:1000). Рельсовый путь ориентирован с юга на север, укреплен на железобетонном основании U-образного сечения. Вдоль рельсов расположены узлы крепления, позволяющие регулировать положение рельсов в вертикальном и горизонтальном направлениях. Длина рельсового пути составляла 10640 м, ширина колеи – 2,13 м. Каждая направляющая состоит из четырех секций, три из которых имеют длину 3040 м, а четвертая – 1520 м, между ними стыки с зазорами от 0 до 3 мм.

Каждая секция состоит из набора двенадцатиметровой длины рельсов, сваренных встык. При стыковке сваренных секций используются гидравлические прессы, растягивающие их, что позволяет оптимизировать возникновение температурных напряжений и деформации в них.

Сплошное по длине бетонное основание имеет наружную ширину 2,9 м и высоту 1,5 м, внутри него предусмотрен водный канал шириной 1,525 м и глубиной 0,355 м. Наличие воды позволяет использовать гидростатические и гидродинамические виды торможения движущихся тележек. В конце рельсового пути была насыпана гора земли, куда влетала отработавшая ракетная система.

Холломэнский рельсовый полигон создавался научно-исследовательским центром ВВС США в районе города Альбукерке.

Интересным является близость к этому городу Лос-Аламоса – центра создания атомного оружия США под руководством Роберта Оппенгеймера.



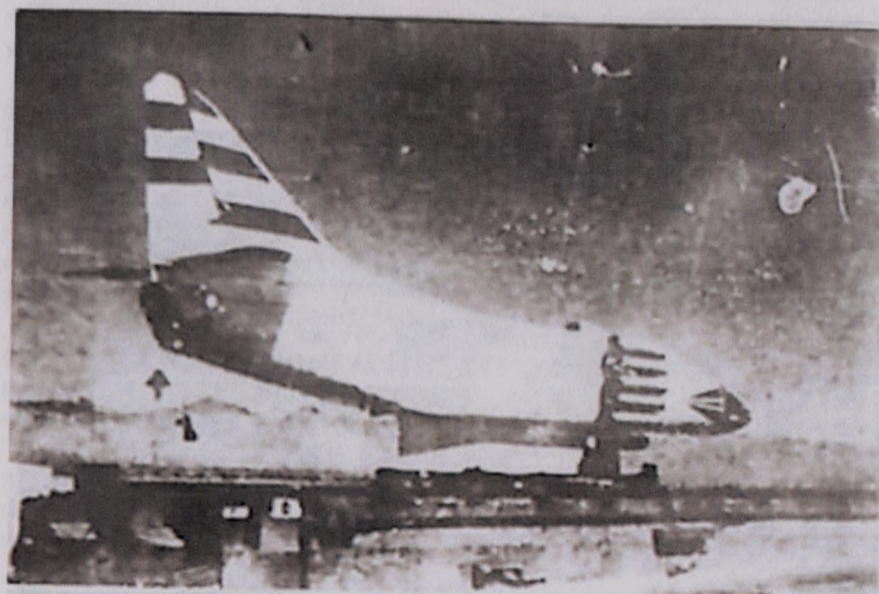
Общий вид Холломэнского рельсового полигона



Гора земли, куда влетала отработавшая ракетная система



Географическое расположение Лос-Аламоса и Альбукерке



Предстартовое положение тележки с установленным на ней самолетом для проведения исследований флаттера хвостового оперения (сочетания изгибных и крутильных колебаний от аэродинамического воздействия при разных скоростях движения)

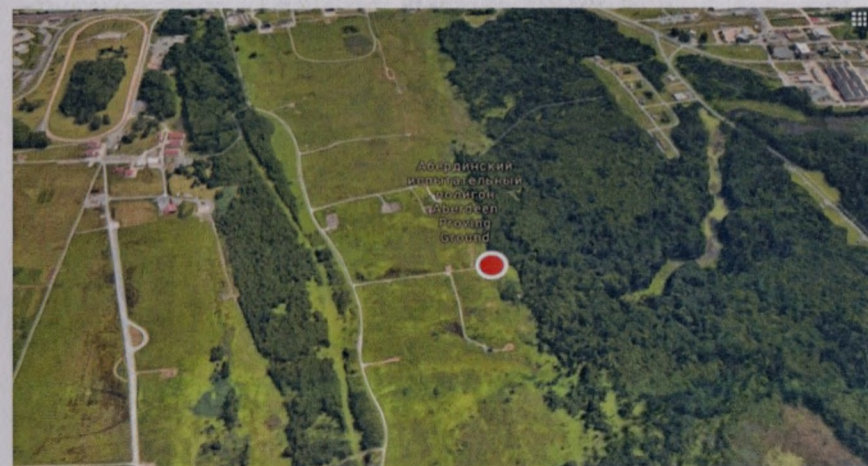
Вокруг передней части фюзеляжа самолета закреплены разгонные реактивные двигатели ЖРД или ПРД. Торможение самолета осуществляется погружением в воду специального ковша, расположенного в передней части тележки.

Большая длина направляющих на Холломэнском ракетном треке позволяла в случаях многоступенчатого разгона тележек в монорельсовом варианте их испытаний достигать гиперзвуковых скоростей. Варьируя геометрией головных частей, можно было получать информацию об оптимальности их конструкций для различного класса ракет и снарядов.

На ракетном треке проводились статические испытания ЖРД. При этом осуществлялась регулировка скорости потока топлива, проходящего через клапаны и соединительные трубопроводы с учетом влияния ускорений, возникающих при запусках ракет.

После старта ракетной системы на рельсовом треке Холломэна можно создавать полетные условия её движения на протяжении 5–7 км и проводить приемочные испытания электронных трубок, реле, гироскопов, топливных помп и т. п. Затем, после торможения объекта испытаний, можно проводить оценку надежности работы различных объектов в условиях, близких к натурным.

Абердинский рельсовый полигон. Он был построен в штате Мериленд в начале 1953 г. Его длина была равна 745 м. Направляющие представляли собой холоднокатаные стальные нити сечением 50×25 мм, уложенные на расстоянии 50 мм друг от друга. Сверху имелся навес шириной 46 см для укрытия от дождя и нагрева лучами солнца.



Абердинский испытательный полигон (снимок со спутника)



Начальный участок Абердинского трека

Максимальная скорость, которая была получена на этой установке, – 1200 м/с. При этом использовался двухступенчатый разгон: первая ступень состояла из двух ПРД от зенитного снаряда калибра 76 мм, а вторая – из одного такого ПРД. Время работы двигателя – 0,75 с.

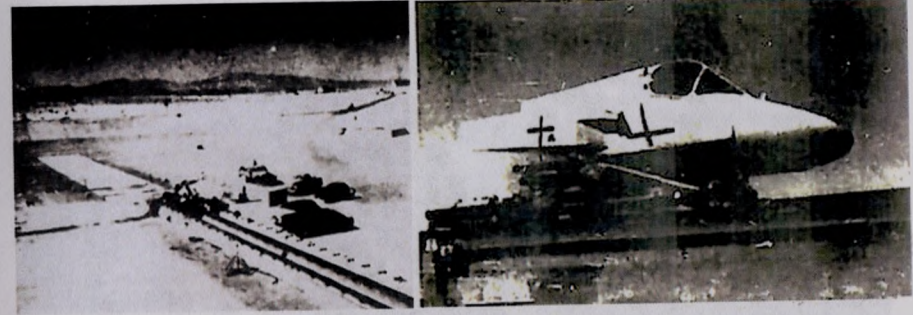
Двигатели имели малый удельный импульс и плохой показатель отношения массы пороха к пассивной массе корпуса двигателя – 0,66.

Абердинский ракетный трек обслуживали 300 человек (военных, ученых и гражданских инженеров). Там испытывались головные части ракет и снарядов при встрече с преградой, взрыватели, а также аэродинамические характеристики испытываемых объектов.

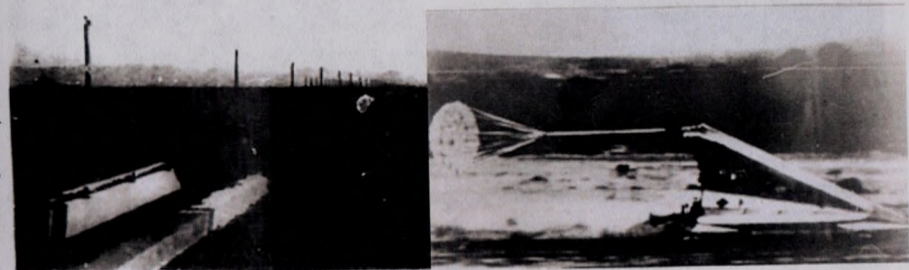
Рельсовый полигон SNORT. Ракетный трек *SNORT* находится около города Чайна-Лейк в штате Калифорния на территории артиллерийской станции ВМФ США. На этой станции с 1946 г. было построено и введено в эксплуатацию три ракетных трека. В 1956 г. на них было проведено 500 различного вида испытаний военной техники. Длина рельсовых направляющих трека была равна 6550 м. Последние 3000 м пути оборудованы водным каналом и системой циркуляции воды, поступающей из специального резервуара. Это позволяло использовать гидростатический и гидродинамический тормоза для остановки тележек с испытываемыми объектами. На треке проводились испытания систем катапультирования кабин самолетов, аэродинамики самолетов с использованием их моделей, элементов инерциальных систем.

Рельсовый полигон В-4. Имеет двухрельсовый бесстыковой путь длиной 4400 м, закрепленный на фундаментном основании. Между рельсами на участке торможения насыпается слой песка. Тележка в этом случае оснащается специальным ковшем.

На этом треке проводились испытания парашютов, взрывателей, устройств для запуска ракет и снарядов с самолетов, систем наведения их на цель.



Начальный участок рельсового пути и тележка с установленной на ней кабиной истребителя морской авиации в готовности к катапультированию во время испытаний



Финишный участок трека В-4

Испытание парашютной системы на ракетном треке

Рельсовые полигоны С-4. Представляли собой тщательно выверенный двухрельсовый путь протяженностью 914 м с шириной колеи 860,4 мм.

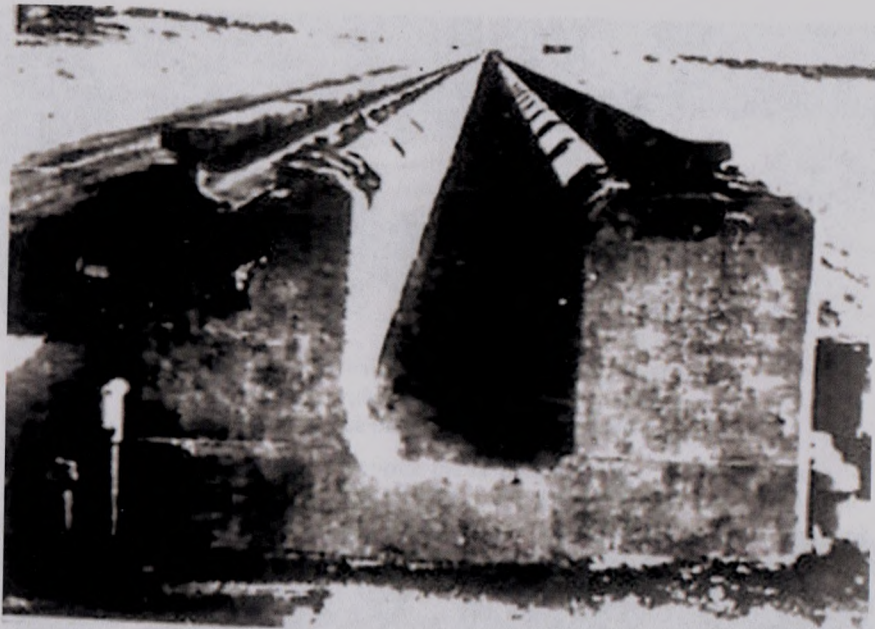
Трасса постепенно понижается к финишной отметке на 150 м.

Испытуемые ракеты и управляемые снаряды с помощью ПРД разгоняются до своих начальных скоростей – после сгорания топлива или после вылета из канала ствола орудия. Пролетев заданное расстояние, они попадают в мишенную установку. Целью испытаний являлась проверка эффективности действия боевых частей и взрывателей.

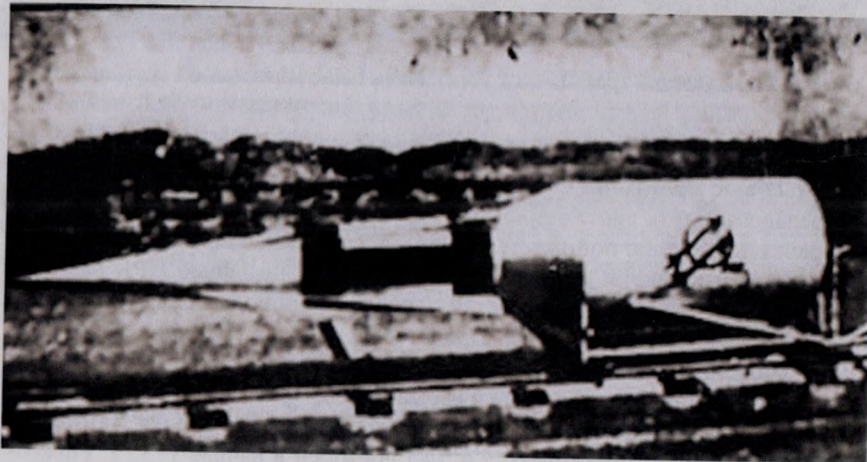
Редстоунский ракетный полигон. Находился около города Хантсвилл в округе Медисон штата Алабама и был построен в начале 1955 г. Рельсовый путь имел две сваренные встык рельсовые направляющие. Погонный вес рельса был равен 30 кг. Редстоунский ракетный полигон имел длину 180 м. Максимально достигнутая скорость движения испытываемого объекта на этом треке была 459 м/с.

ДУ "Сетка публічных бібліотек горада Гомеля"

= 0133465 =



Начальный участок ракетного трека С-4



Боевая часть снаряда, установленная на тележке

Испытаниям подвергались самолетные снаряды калибром 12,7 мм, а также авиационные ракеты малого калибра.



Вид на штаб-квартиру Редстоунского арсенала

Рельсовый путь центра вооружения ВВС США. Расположен на территории военно-воздушной базы в городе Энглин (штат Флорида), построен в конце 1953 г.

Двухрельсовый ракетный трек (с погонным весом рельса 85 кг/м) имеет длину 610 м и ширину колеи 1,434 м – как на железной дороге. Рядом с треком проложена железная дорога для подвоза тяжелого испытательного оборудования. В процессе испытаний использовался двухступенчатый разгон мишени, по которой при сходе тележки с направляющей попадала авиационная с боевой частью ракета диаметром 50 мм.

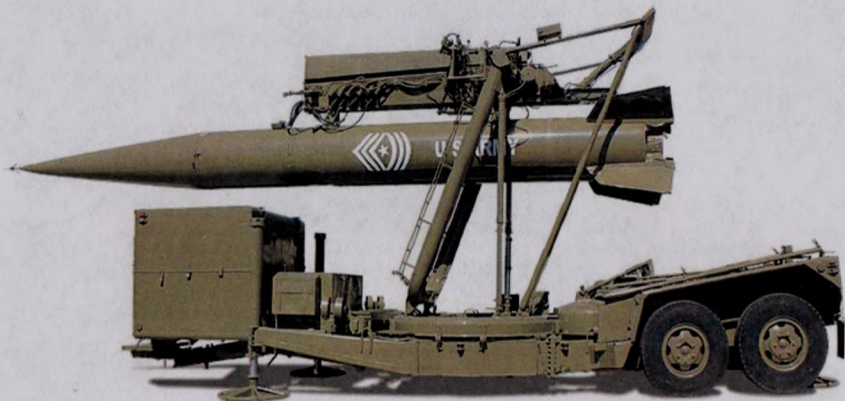
ЗАПУСК ПЕРВОГО АМЕРИКАНСКОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

Выведение на орбиту Земли первого советского спутника 4 октября 1957 г. года вызвало шок в правительстве и у военных США. Необходим был срочный ответ. Поиски вариантов привели к использованию **четырёхступенчатой ракеты-носителя «Юнона-1».**

Первая ступень – баллистическая ракета «Редстоун». Вторая ступень состояла из связки одиннадцати твердотопливных ракет MGM-29 «Сержант». Третья ступень имела связку из трех ракет MGM-29. Четвертой ступенью являлась одна ракета MGM-29 «Сержант» со спутником «Эксплорер-1» в передней её части.

1 февраля 1958 г. спутник США был выведен на орбиту.

Твердотопливная ракета *MGM-29 «Sergeant»* является тактической класса «земля – земля». Она разработана в лаборатории реактивного движения Редстоунского арсенала и изготовлена компанией «*Sperry Utab Company*».



Ракета *MGM-29 «Sergeant»*

Длина ракеты – 10,5 м, диаметр корпуса – 0,8 м, стартовая масса – 4533 кг, тяга двигателя – 200 кН.

Во втором запуске ракеты 5 марта 1958 года не сработала четвертая ступень, и спутник на орбиту не вышел.

Ракета «Юнона-1» была очень сложна по конструкции. Её надежность из-за многоступенчатости и многочисленности зажиганий двигателей существенно уступает советской ракете Р-7, которая выводила на орбиту не только спутники, но и космические корабли с космонавтами.

Ракета-носитель «Юнона-1»



БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ СРЕДНЕГО РАДИУСА ДЕЙСТВИЯ PGM-19A И PGM-17 «THOR»

PGM-19A «Jupiter» (Юпитер). В 1950 г. Вернер фон Браун начал руководить разработкой одноступенчатой ракеты «*Redstone*» с ЖРД, которая показала при испытаниях дальность полета 240 км. После того как президент США Д. Д. Эйзенхауэр причислил разработки БРСД с дальностью полета до 2400 км к числу программ наивысшего приоритета, их поручили осуществлять в Редстоунском арсенале армии.

Усовершенствованной ракетой «*Redstone*» стала «*Jupiter-A*» с ЖРД, работавшим на керосине и жидком кислороде. В сентябре 1955 г. начались её испытания со стартовых площадок Атлантического ракетного испытательного полигона. Проверялась работа систем управления и ЖРД. Несколько позже на испытания вышла ракета «*Jupiter-C*» оснащенная головной частью и системой отделения. С сентября 1955 г. по июнь 1958 г. было запущено 28 ракет «*Jupiter-A*» и «*Jupiter-C*».

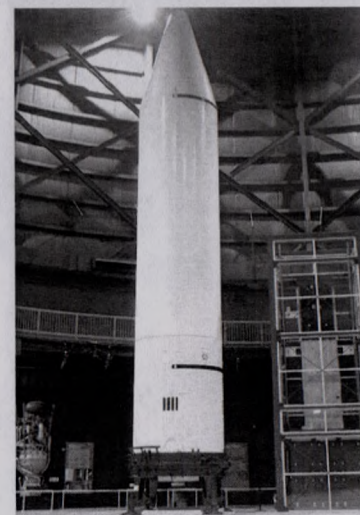
Первая серия БРСД «*Jupiter*» сошла с конвейера в августе 1958 г. Для её производства были выбраны подрядчики:

- отделение «*Ballistic Missile Division*» корпорации «*Chrysler*» – производство корпусных узлов и окончательная сборка ракеты в целом;
- отделение «*Rocket dyne Division*» корпорации «*North American Aviation*» – производство двигательной установки;
- компания «*Ford Instrument*» – производство системы управления;
- корпорация «*General Electric*» – производство боевого блока. Ракета в 1962 г. получила новое обозначение «PGM-19A».

Основные ее характеристики:

- дальность стрельбы – 2400 км;
- мощность боевой части (БЧ) – 1,44 Мт;
- длина – 18,3 м;
- диаметр – 2,69 м;
- стартовый вес – 49,35 т;
- время работы ЖРД – 158 с;
- тяга двигателя на уровне моря – 67,5 т;
- круговое вероятное отклонение – КВО – 1,5 км.

БРСД «Тор» имела ЖРД от ракеты «Юпитер». Для управления ракетой «Тор»



Ракета «PGM-19A»

в полете предназначались два рулевых двигателя с тягой 4,5 кН. Боеголовка МК-3 имела абляционную (теплостойкую) головную часть (ГЧ). Она снаряжалась термоядерным зарядом *W49* с мощностью 1,49 Мт (в тротиловом эквиваленте), способным вызывать обширные разрушения в радиусе 8,2 км от места взрыва.

Поставки БРСД на боевое дежурство в Европу. В июле 1960 г. в Италию на базу ВВС Джойделль Колли было доставлено 30 БРСД «Юпитер». Эта база получила кодовое обозначение НАТО-I. На базу турецких ВВС Тигли поступило 15 БРСД «Юпитер». Базу обозначили как НАТО-II.

В Великобританию США поставили 60 БРСД «Тор», рассредоточенных на двадцати трёх эскадрильях в Шотландии.

К 1962 г. все БРСД были приведены в полную боевую готовность.

ПЕРВЫЕ В США МБР SM-65 «ATLAS» («АТЛАС») и SM-68 «TITAN» («ТИТАН»)



МБР SM-65 «Atlas» («Атлас»)

МБР SM-65 «Atlas» («Атлас»). Разработку МБР SM-65 «Atlas» ВВС США поручили фирме «Convair». Ракета имела полуступенчатую конфигурацию. Все три ЖРД, работающие на топливе жидкий кислород-керосин, запускались одновременно при старте. При этом два внешних двигателя (ускорители), отработав, выключались на второй минуте полета и сбрасывались на землю. Центральный маршевый двигатель, продолжая работать, нес на орбиту топливные баки и другие элементы конструкции, а также БЧ (боевую часть). Топливные баки имели толщину от 0,254 до 1,02 мм и были изготовлены из высокопрочной нержавеющей аустенитной стали. Устойчивость и жесткость баков во время полета обеспечивались давлением газа азота путем его наддува. Наддув баков азотом был необходим и на незаправленной ракете, чтобы избежать её деформирования под воздействием собственного веса. Система подачи топлива – турбонасосная.

На ракете SM-65 «Atlas» стояли также два ЖРД Вернера фон Брауна с тягой на Земле 1,4–5,5 кН продолжительностью работы 360 с. Они использовались для управления полетом ракеты на начальном участке траектории. Система наведения ракеты – инерциальная. Производство ракет SM-65 «Atlas» осуществлялось на заводе в городе Сан-Диего (штат Калифорния).

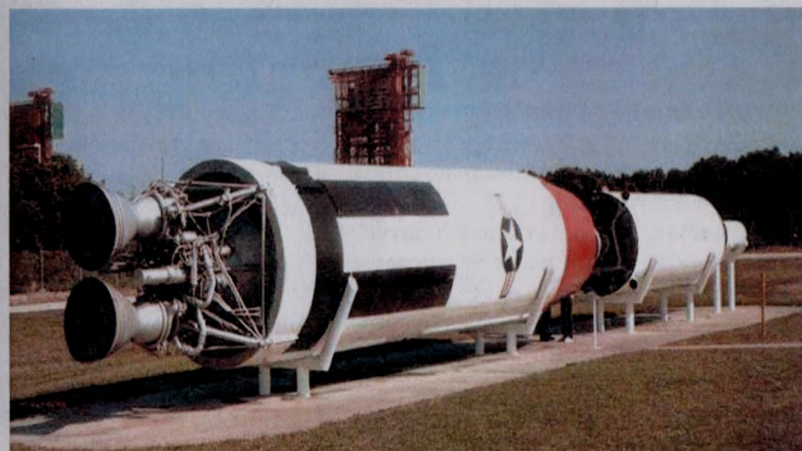
Техническая характеристика ракеты:

- стартовая масса – 118 т;
- длина – 25 м;
- диаметр – 3 м;
- тяга стартовых ЖРД – 840 кН;
- дальность полета – 10300 км;
- мощность заряда – 1,45 Мт;
- КВО – 1,4 км.

SM-68 «Titan» («Титан»). Разработку SM-68 «Titan» ВВС США поручили фирме «Мартин». Стенки баков «Титана» сделаны несущими, не требующими наддува. Это повлекло за собой значительное увеличение массы ракеты и потребовало сделать её двухступенчатой.

Первая ступень имела два ЖРД, работавшие на керосине *RP-1* и жидком кислороде. Тяга каждого двигателя – до 700 кН. Ступень имела диаметр 3,1 м, длину 16 м и массу 76,2 т. Управление полетом осуществлялось изменением положения ЖРД на карданном подвесе.

У второй ступени был один ЖРД с тягой 350 кН диаметром 2,3 м и длиной 9,8 м. Полностью заправленная она весила 28,9 т. Управление полетом второй ступени осуществлялось с помощью системы из четырех поворотных маневровых сопел по бокам от основного двигателя.



SM-68 «Titan» («Титан»)

Технические данные *SM-68 «Titan»*:

- стартовая масса – 105,1 т;
- длина – 25,8 м;
- дальность полета – 10200 км;
- мощность заряда – 3,75 Мт;
- КВО – 0,9–1,4 км.

Развертывание МБР *SM-65 «Atlas»* и *SM-68 «Titan»* на боевое дежурство. В 1959 г. первые три ракеты «*Atlas*» были размещены на наземных пусковых установках (ПУ), имели один командный пункт (КП) и один пункт управления и наведения. Затем их стали хранить в вертикальном положении в подземных шахтных пусковых установках одиночного старта (ШПУ ОС).



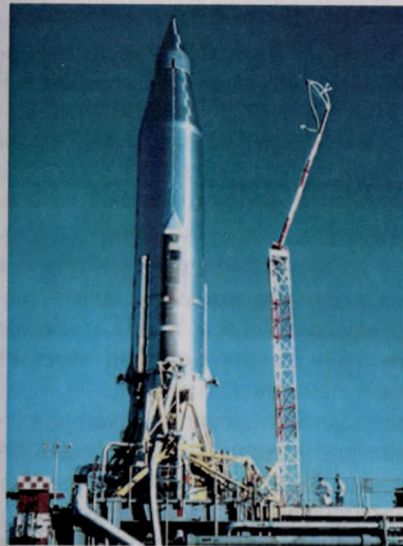
Схема развертывания МБР *SM-65 «Atlas»*

Ракеты «*Atlas*» были развернуты на авиабазах Вандерберг (штат Индиана, 2 МБР), Шилинг (штат Канзас, 12 МБР), Линкольн (штат Небраска, 12 МБР), Алтус (штат Оклахома, 12 МБР), Дайесс (штат Техас, 12 МБР), Уокер (штат Нью-Мехико, 12 МБР), Платтсбург (штат Нью-Йорк, 12 МБР) и в других местах. Всего их было 190 штук.

Ракеты *SM-68 «Titan»* также базировались в подземных шахтах. На схеме представлены три шахтные установки (каждая с собственным хранилищем топлива и окислителя и контрольным центром), подземный командный центр, электростанция и антенный комплекс.

Ракета хранилась в шахте не заправленной ввиду наличия быстроиспаряющегося кислорода. Она заправлялась кислородом лишь при поступлении команды на подготовку к пуску.

Заправленная ракета специальным лифтом поднималась вверх и стартовала с пусковой установки. Заправка, подъем и пуск ракеты занимали 15 мин.



Выход из шахты МБР *SM-65 «Atlas»* с пусковой установки



Пуск МБР *SM-65 «Atlas»* из шахты



Выход из шахты и пуск ракеты *SM-68 «Titan»* с пусковой установки



Запуск трех ракет *SM-68 «Titan»* из шахт

В 1962 г. на боевом дежурстве было развернуто 54 МБР SM-68 «Titan» на авиабазах Ларсон (штат Вашингтон), Маунтин Хоум (штат Айдахо), Лоури (штат Колорадо), Эллсорт (штат Дакота), Бейл (штат Калифорния).

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ

При запуске ракеты её траектория полета зависит от тяги реактивных двигателей, аэродинамического сопротивления воздуха, наличия ветров и помех во время расстыковки ступеней. При этом могут возникать: рыскание – небольшие движения ракеты относительно её продольной оси; тангаж – угловое перемещение ракеты относительно поперечной оси, проходящий через её центр тяжести; крен – поворот ракеты относительно продольной оси.

Очень важным для пункта управления запуском ракеты являются сведения о местоположении ракеты на траектории полета, её скорости движения и характеристики действующих на ракету помех. Имея постоянную информацию об этих данных, можно с Земли управлять полетом ракеты.

Метод управления полетом ракеты, основанный на свойствах инерции тел, дал возможность создания автономных навигационных систем. При этом необходимо измерять ускорения движения ракеты и её угловые скорости.

Измерение линейного ускорения производится датчиком, получившим название акселерометр. Принцип его работы заключается в том, что инерционная масса, находящаяся на продольной оси ракеты, сжимает заранее оттарированный упругий элемент, деформации которого измеряет тензометр и в виде электрического сигнала передает его на регистрирующий силу сжатия прибор.

Отношение силы сжатия упругого элемента к инерционной массе является текущим значением ускорения ракеты. Произведение ускорения на небольшой отрезок времени дает значение текущей скорости, а произведение текущей скорости на тот же отрезок времени дает информацию о текущей величине пути.

В головной части ракеты находится ЭВМ (электронно-вычислительная машина), которая вычисляет скорость, пройденный путь и находит координаты ракеты в любой момент времени.

Установка инерционной массы, перпендикулярной к продольной оси ракеты, позволяет измерять центробежную силу, зависящую от квадрата угловой скорости вращения ракеты. Это позволяет вычислить тангаж.

Для определения углов поворота и наклона ракеты на её борту (в передней части) устанавливаются гироскопы. Гироскоп – это быстровращающееся твердое тело (например, ось с диском посередине), закрепленное в подшипниках. Ось гироскопа устойчиво сохраняет приданное ей первоначальное направление.

Использование гироскопов позволяет определять отклонение связанной с корпусом прибора системы координат от системы координат, связанной с Землей, получив углы ориентации: рыскание (курс), тангаж и крен.

Для компенсации свойственных *инерционной навигационной системе* накапливающихся погрешностей в углах ориентации и координатах ракет используются данные других навигационных систем, в частности спутниковой, радионавигационной, магнитометрической.

Управление полетом ракеты осуществляется до отделения спутника или её боевой части в заданной точке траектории.